リバティ式　ＸＬ-２型

製造番号が 0007 及び 0009 以降 0125 までの航空機で
MT プロペラを装備したものに適用する

飛　行　規　程

JAXXXX

型式証明飛行規程
（型式証明番号：No.68）

型式証明保有者
（リバティ・エアロスペース社）

135A-970-007-1

変　更　状　況　表			
変更番号	変更承認年月日	変更頁	変　更　理　由
原　文	平成22年3月30日	全　頁	新規設定 FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL 135A-970-005 REVISION.R Dated.8/18/2009 及び FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT MT PROPELLER INSTALLATION 135A-970-019 REVISION.D Dated 10/28/2009 による。

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

承　認　頁　一　覧　表

頁	年　月　日	頁	年　月　日
飛行規程承認書	平成 22 年 3 月 30 日	3-1	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅲ	平成 22 年 3 月 30 日	3-2	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅳ	平成 22 年 3 月 30 日	3-3	平成 22 年 3 月 30 日
		3-4	平成 22 年 3 月 30 日
		3-5	平成 22 年 3 月 30 日
1-1	平成 22 年 3 月 30 日	3-6	平成 22 年 3 月 30 日
1-2	平成 22 年 3 月 30 日	3-7	平成 22 年 3 月 30 日
1-3	平成 22 年 3 月 30 日	3-8	平成 22 年 3 月 30 日
1-4	平成 22 年 3 月 30 日	3-9	平成 22 年 3 月 30 日
1-5	平成 22 年 3 月 30 日	3-10	平成 22 年 3 月 30 日
1-6	平成 22 年 3 月 30 日	3-11	平成 22 年 3 月 30 日
1-7	平成 22 年 3 月 30 日	3-12	平成 22 年 3 月 30 日
1-8	平成 22 年 3 月 30 日	3-13	平成 22 年 3 月 30 日
1-9	平成 22 年 3 月 30 日	3-14	平成 22 年 3 月 30 日
1-10	平成 22 年 3 月 30 日	3-15	平成 22 年 3 月 30 日
1-11	平成 22 年 3 月 30 日	3-16	平成 22 年 3 月 30 日
1-12	平成 22 年 3 月 30 日	3-17	平成 22 年 3 月 30 日
1-13	平成 22 年 3 月 30 日	3-18	平成 22 年 3 月 30 日
		3-19	平成 22 年 3 月 30 日
		3-20	平成 22 年 3 月 30 日
2-1	平成 22 年 3 月 30 日	3-21	平成 22 年 3 月 30 日
2-2	平成 22 年 3 月 30 日	3-22	平成 22 年 3 月 30 日
2-3	平成 22 年 3 月 30 日		
2-4	平成 22 年 3 月 30 日		
2-5	平成 22 年 3 月 30 日	4-1	平成 22 年 3 月 30 日
2-6	平成 22 年 3 月 30 日	4-2	平成 22 年 3 月 30 日
2-7	平成 22 年 3 月 30 日	4-3	平成 22 年 3 月 30 日
2-8	平成 22 年 3 月 30 日	4-4	平成 22 年 3 月 30 日
2-9	平成 22 年 3 月 30 日	4-5	平成 22 年 3 月 30 日
2-10	平成 22 年 3 月 30 日	4-6	平成 22 年 3 月 30 日
2-11	平成 22 年 3 月 30 日	4-7	平成 22 年 3 月 30 日
2-12	平成 22 年 3 月 30 日	4-8	平成 22 年 3 月 30 日
2-13	平成 22 年 3 月 30 日	4-9	平成 22 年 3 月 30 日
2-14	平成 22 年 3 月 30 日	4-10	平成 22 年 3 月 30 日
2-15	平成 22 年 3 月 30 日	4-11	平成 22 年 3 月 30 日
2-16	平成 22 年 3 月 30 日	4-12	平成 22 年 3 月 30 日
		4-13	平成 22 年 3 月 30 日
		4-14	平成 22 年 3 月 30 日
		4-15	平成 22 年 3 月 30 日

リバティ式　ＸＬ-2 型
航　空　局　承　認
平成 22 年 3 月 30 日

承　認　頁　一　覧　表			
頁	年　月　日	頁	年　月　日
4-16	平成 22 年 3 月 30 日		
4-17	平成 22 年 3 月 30 日		
4-18	平成 22 年 3 月 30 日		
4-19	平成 22 年 3 月 30 日		
4-20	平成 22 年 3 月 30 日		
4-21	平成 22 年 3 月 30 日		
4-22	平成 22 年 3 月 30 日		
4-23	平成 22 年 3 月 30 日		
4-24	平成 22 年 3 月 30 日		
5-1	平成 22 年 3 月 30 日		
5-2	平成 22 年 3 月 30 日		
5-3	平成 22 年 3 月 30 日		
5-4	平成 22 年 3 月 30 日		
5-5	平成 22 年 3 月 30 日		
5-6	平成 22 年 3 月 30 日		
5-7	平成 22 年 3 月 30 日		
5-8	平成 22 年 3 月 30 日		
5-9	平成 22 年 3 月 30 日		
5-10	平成 22 年 3 月 30 日		
5-10a	平成 22 年 3 月 30 日		
5-10b	平成 22 年 3 月 30 日		
5-11	平成 22 年 3 月 30 日		
5-12	平成 22 年 3 月 30 日		
5-13	平成 22 年 3 月 30 日		
5-13a	平成 22 年 3 月 30 日		
5-14	平成 22 年 3 月 30 日		
5-14a	平成 22 年 3 月 30 日		
5-15	平成 22 年 3 月 30 日		
5-16	平成 22 年 3 月 30 日		
5-17	平成 22 年 3 月 30 日		
5-18	平成 22 年 3 月 30 日		
5-18a	平成 22 年 3 月 30 日		
5-18b	平成 22 年 3 月 30 日		

承 認 対 象 外 頁 一 覧 表			
頁	年　月　日	頁	年　月　日
Ⅰ	平成 22 年 3 月 30 日	7-13	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅱ	平成 22 年 3 月 30 日	7-14	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅴ	平成 22 年 3 月 30 日	7-15	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅵ	平成 22 年 3 月 30 日	7-16	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅶ	平成 22 年 3 月 30 日	7-17	平成 22 年 3 月 30 日
Ⅷ	平成 22 年 3 月 30 日	7-18	平成 22 年 3 月 30 日
		7-19	平成 22 年 3 月 30 日
		7-20	平成 22 年 3 月 30 日
6-1	平成 22 年 3 月 30 日	7-21	平成 22 年 3 月 30 日
6-2	平成 22 年 3 月 30 日	7-22	平成 22 年 3 月 30 日
6-3	平成 22 年 3 月 30 日	7-23	平成 22 年 3 月 30 日
6-4	平成 22 年 3 月 30 日	7-24	平成 22 年 3 月 30 日
6-5	平成 22 年 3 月 30 日	7-25	平成 22 年 3 月 30 日
6-6	平成 22 年 3 月 30 日	7-26	平成 22 年 3 月 30 日
6-7	平成 22 年 3 月 30 日	7-27	平成 22 年 3 月 30 日
6-8	平成 22 年 3 月 30 日	7-28	平成 22 年 3 月 30 日
6-9	平成 22 年 3 月 30 日	7-29	平成 22 年 3 月 30 日
6-10	平成 22 年 3 月 30 日	7-30	平成 22 年 3 月 30 日
6-11	平成 22 年 3 月 30 日	7-31	平成 22 年 3 月 30 日
6-12	平成 22 年 3 月 30 日	7-32	平成 22 年 3 月 30 日
6-13	平成 22 年 3 月 30 日	7-33	平成 22 年 3 月 30 日
6-14	平成 22 年 3 月 30 日	7-34	平成 22 年 3 月 30 日
6-15	平成 22 年 3 月 30 日	7-35	平成 22 年 3 月 30 日
6-16	平成 22 年 3 月 30 日	7-36	平成 22 年 3 月 30 日
6-17	平成 22 年 3 月 30 日	7-37	平成 22 年 3 月 30 日
6-18	平成 22 年 3 月 30 日	7-38	平成 22 年 3 月 30 日
		7-39	平成 22 年 3 月 30 日
		7-40	平成 22 年 3 月 30 日
7-1	平成 22 年 3 月 30 日	7-41	平成 22 年 3 月 30 日
7-2	平成 22 年 3 月 30 日	7-42	平成 22 年 3 月 30 日
7-3	平成 22 年 3 月 30 日	7-43	平成 22 年 3 月 30 日
7-4	平成 22 年 3 月 30 日	7-44	平成 22 年 3 月 30 日
7-5	平成 22 年 3 月 30 日	7-45	平成 22 年 3 月 30 日
7-6	平成 22 年 3 月 30 日	7-46	平成 22 年 3 月 30 日
7-7	平成 22 年 3 月 30 日	7-47	平成 22 年 3 月 30 日
7-8	平成 22 年 3 月 30 日	7-48	平成 22 年 3 月 30 日
7-9	平成 22 年 3 月 30 日	7-49	平成 22 年 3 月 30 日
7-10	平成 22 年 3 月 30 日	7-50	平成 22 年 3 月 30 日
7-11	平成 22 年 3 月 30 日	7-51	平成 22 年 3 月 30 日
7-12	平成 22 年 3 月 30 日		

承 認 対 象 外 頁 一 覧 表			
頁	年　月　日	頁	年　月　日
7-52	平成 22 年 3 月 30 日		
7-53	平成 22 年 3 月 30 日		
7-54	平成 22 年 3 月 30 日		
7-55	平成 22 年 3 月 30 日		
7-56	平成 22 年 3 月 30 日		
7-57	平成 22 年 3 月 30 日		
7-58	平成 22 年 3 月 30 日		
7-59	平成 22 年 3 月 30 日		
7-60	平成 22 年 3 月 30 日		
8-1	平成 22 年 3 月 30 日		
8-2	平成 22 年 3 月 30 日		
8-3	平成 22 年 3 月 30 日		
8-4	平成 22 年 3 月 30 日		
8-5	平成 22 年 3 月 30 日		
8-6	平成 22 年 3 月 30 日		
8-7	平成 22 年 3 月 30 日		
8-8	平成 22 年 3 月 30 日		
8-9	平成 22 年 3 月 30 日		
8-10	平成 22 年 3 月 30 日		
8-11	平成 22 年 3 月 30 日		
8-12	平成 22 年 3 月 30 日		
8-13	平成 22 年 3 月 30 日		
8-14	平成 22 年 3 月 30 日		
8-15	平成 22 年 3 月 30 日		
8-16	平成 22 年 3 月 30 日		
8-17	平成 22 年 3 月 30 日		
8-18	平成 22 年 3 月 30 日		
8-19	平成 22 年 3 月 30 日		
8-20	平成 22 年 3 月 30 日		
9-1	平成 22 年 3 月 30 日		
9-2	平成 22 年 3 月 30 日		

TCD 挟み込み状況表

TCD 番号	挟み込み日	担当者	除去日	担当者	備考 (除去の根拠等)

目　　次

第 1 章　航 空 機 の 概 要 ····· 1-1
第 2 章　航空機の限界事項 ····· 2-1
第 3 章　非　常　操　作 ····· 3-1
第 4 章　通　常　操　作（通常の場合における各種装置の操作方法）· 4-1
第 5 章　航 空 機 の 性 能 ····· 5-1
第 6 章　重　量　重　心 ····· 6-1
第 7 章　航空機とシステムの概要 ····· 7-1
第 8 章　航空機のハンドリング、サービス及びメンテナンス · 8-1
第 9 章　追 加 飛 行 規 程 ····· 9-1

第 1 章

航空機の概要

目　　次

序　　文……1－3
航空機の三面図……1－4
概　　要……1－5
　航空機の製造者の氏名……1－5
　発動機型式……1－5
　プロペラ型式……1－5
　耐 空 類 別……1－5
緒　　元……1－6
　発　動　機……1－6
　プ ロ ペ ラ……1－6
　燃　　料……1－6
　滑　　油……1－7
　承認されている最大重量……1－7
　標準航空機重量……1－7
　荷 重 特 性……1－7
　キャビン、及び出入口に係わる寸法……1－7
　貨物室、及び貨物の出し入れに係わる寸法……1－7
記号、略語、及び用語……1－9
　対気速度に関する用語、及び記号……1－9
　この航空機に関する略語……1－10
　気象に関する用語……1－11
　発動機の出力に関する用語……1－11
　航空機の性能、及び飛行計画に関する用語……1－11
　重量、及び重心位置に関する用語……1－11

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 1 章

航空機の概要

序　　文

この飛行規程は航空法により記載しなければならない事項、並びにリバティ・エアロスペース社が提供する追加データについても記載している。

第 1 章は航空機の基本データ、概要、及びこの飛行規程に使用している記号、略語、並びに用語の定義、若しくは解説について記載している。

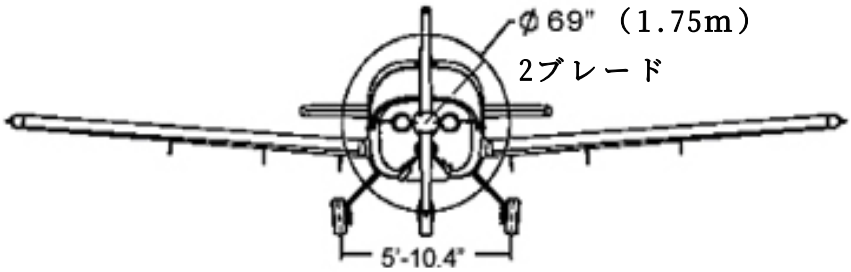
以下にこの飛行規程で使用している**警告**、**注意**、及び注記の定義について記載する。

警　告
対処しなければ、人体に損傷を与えるか死に至る恐れのある操作手順、若しくは方法。

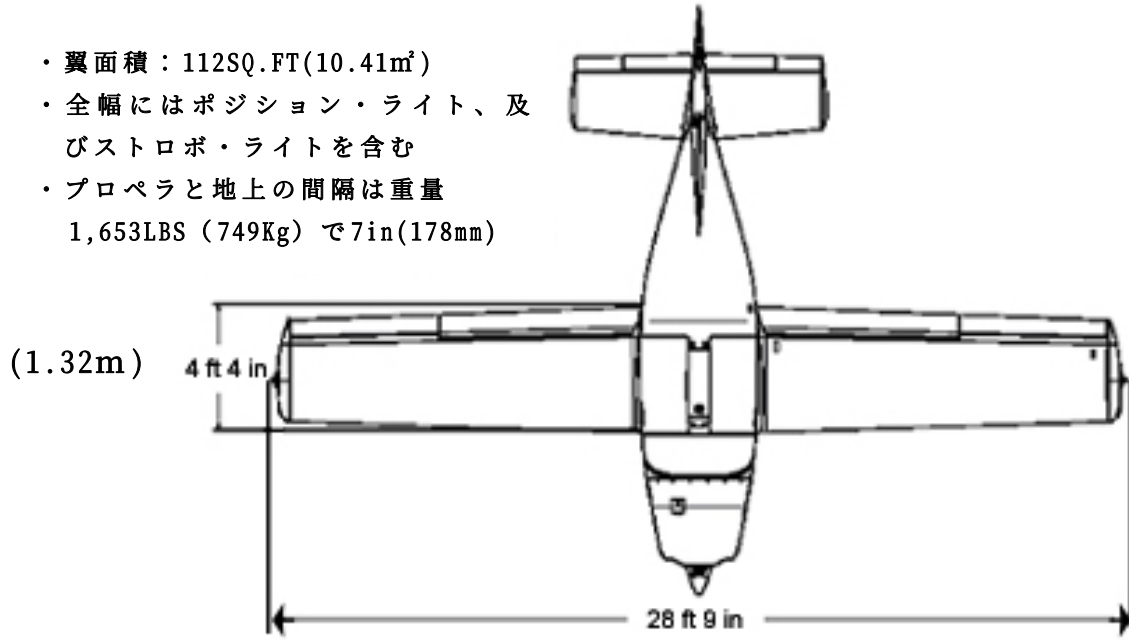
注　意
対処しなければ、装備機器に損傷を与えるか破損に至る恐れのある操作手順、若しくは方法。

注　記
強調すべき操作手順、方法、状態など。

航空機の三面図



・翼面積：112SQ.FT(10.41㎡)
・全幅にはポジション・ライト、及びストロボ・ライトを含む
・プロペラと地上の間隔は重量1,653LBS（749Kg）で7in(178mm)



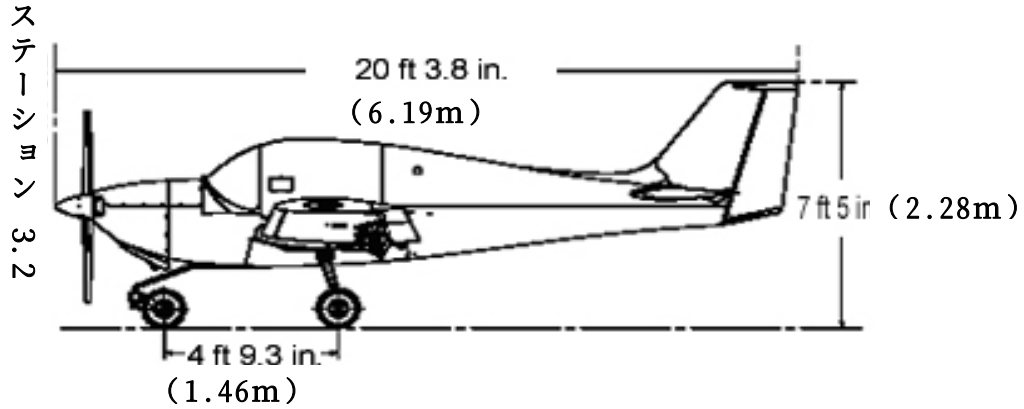


図1-1　航空機の三面図

概　　要

航空機の製造者の氏名
リバティ・エアロスペース社

発動機型式
コンチネンタル式　IOF-240-B 型

プロペラ型式
MT Propeller 式　MT175R127－2Ca 型

耐 空 類 別
飛行機　普通 N

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

諸　　元

発　動　機

発動機の数 …… 1
シリンダーの数 …… 4
発動機製造会社 …… テレダイン・コンチネンタル・モータース社
発動機型式 …… コンチネンタル式 IOF-240-B 型
燃料供給方式 …… 燃料噴射式
発動機冷却方式 …… 空冷式
発動機タイプ …… 水平対向式ピストン発動機
定格出力 ……125HP@2800RPM

プ ロ ペ ラ

プロペラ製造会社 ……MT プロペラ・エンウック社
プロペラ型式 ……MT Propeller 式 MT175R127－2Ca 型
ブレード数 …… 2
プロペラ直径 …… 69in (1.75m)
プロペラ・タイプ …… 木/ファイバグラス製、固定ピッチ式

燃　　料

全容量 …… 29.5 U.S Gallons (111.6Lit)
使用可能量 …… 28.0 U.S Gallons (106Lit)
承認された燃料等級 ……100LL 航空燃料(青)
…… 100 航空燃料(緑)

警　告

未承認の燃料を使用すると発動機の損傷、若しくは故障の原因となる。

注　記

最大の燃料補給量を確保するには、航空機を水平に駐機すること。

滑　　油

滑油容量 ····· 6 U.S Quarts
滑油等級:
全ての外気温度 ····· SAE20W50 又は 20W60
外気温度 40℉ (4℃)以下の場合 ····· SAE30 又は 15W50
外気温度 40℉ (4℃)以上の場合 ····· SAE50

承認されている最大重量

最大離陸重量 ····· 1,653lbs (749kg)
最大着陸重量 ····· 1,653lbs (749kg)
最大貨物室積載重量 ····· 100lbs (45kg)
(重量重心位置限界については第 6 章を参照のこと)

標準航空機重量

標準空虚重量 ····· 1,174lbs (532.5kg)
最大有効積載量 ····· 479lbs (217kg)

荷重特性

翼面荷重 ····· 14.8lbs/sq ft
馬力荷重 ····· 13.2lbs/HP

キャビン、及び出入口に係わる寸法

キャビン内部、及び出入口ドア開放の寸法については、第 6 章に記載する。

貨物室、及び貨物の出し入れに係わる寸法

貨物室、及びそれらの特徴については次頁の図 1-2 を参照のこと。

注　記

最大貨物室積載重量は 100lbs (45kg)。拘束ネットをブラケットに取付け、荷物を確実に固定した場合に限る。

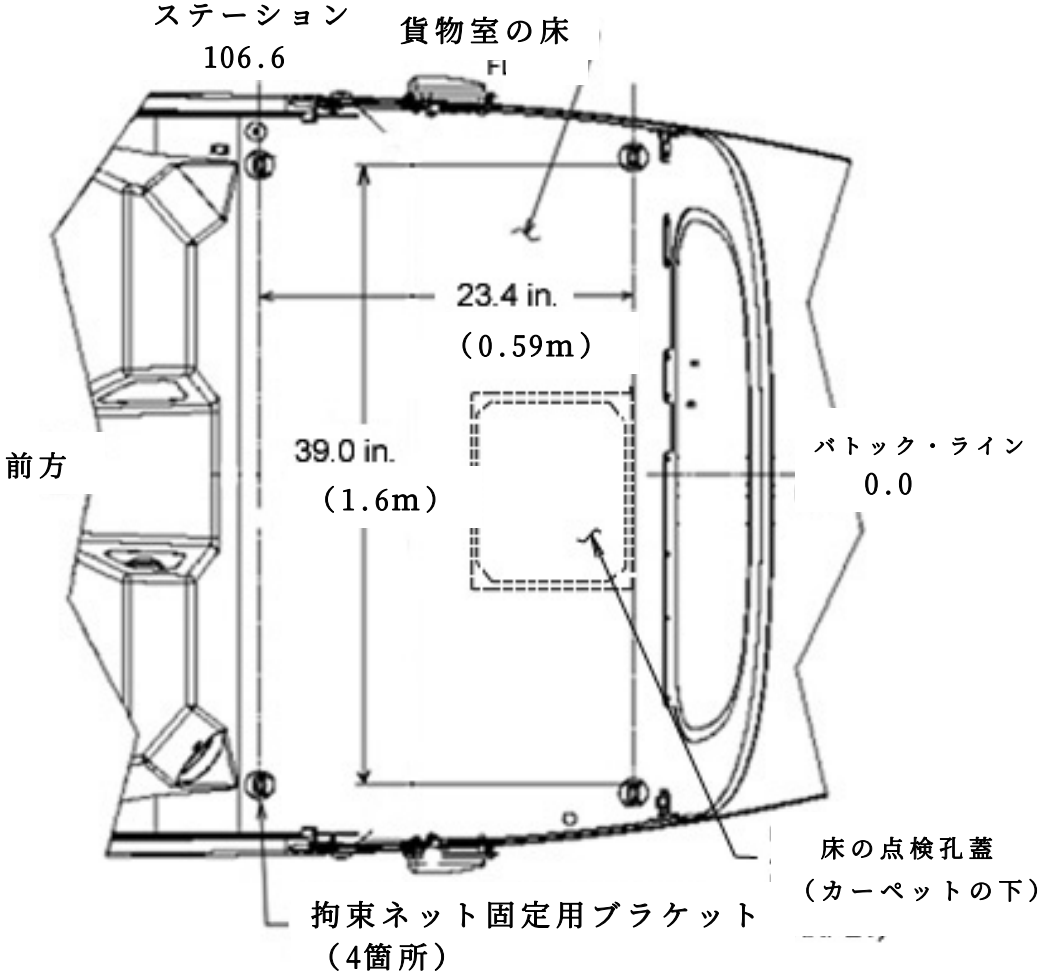

ステーション
106.6
貨物室の床
23.4 in.
（0.59m）
39.0 in.
（1.6m）
前方
バトック・ライン
0.0
床の点検孔蓋
（カーペットの下）
拘束ネット固定用ブラケット
（4箇所）

図 1-2　貨物室寸法

記号、略語、及び用語

対気速度に関する用語、及び記号

KCAS　**ノット較正対気速度**とは指示対気速度の位置、及び計器誤差を修正したもので、ノットで表現される。ノット較正対気速度は海面上の標準大気でKTASに等しい。

KIAS　**ノット指示対気速度**とは対気速度計に示される速度で、ノットで表現される。

KTAS　**ノット真大気速度**とはKCASを温度、及び高度について修正し、撹乱されていない大気に対してノットで表現される対気速度。

V_A　**設計運動速度**とは機体構造に過度な荷重負担を強いる事無しに一杯に、若しくは突然に操舵できる最大速度。

V_{FE}　**最大フラップ下げ速度**とはフラップを規定された位置に下げた状態で許容される最大速度。

V_{NO}　**構造上の最大巡航速度**とは静穏大気中を慎重に飛行する場合を除き超過してはならない速度。

V_{NE}　**超過禁止速度**とは如何なる場合にも超えてはならない限界速度。

V_S　**失速速度、若しくは最小定常飛行速度**とは飛行機を操縦出来る最小速度。

V_{SO}　**着陸形態での失速速度、若しくは最小定常飛行速度**とは最大重量で最前方重心位置での着陸形態において操縦可能な最小速度。

V_x　**最良上昇角速度**とは単位水平距離で最大の高度が得られる速度。

V_y　**最良上昇率速度**とは単位時間で最大の高度が得られる速度。

この航空機に関する略語

AC	交流
ACU	オルタネータ・コントロール・ユニット
ALT	オルタネータ
BAT	バッテリー
BPMS	ブースト・ポンプ・モード・スイッチ
CHT	シリンダー・ヘッド温度
COM	航空機用無線機
DC	直流
EBAT FL	エマージェンシィ（セカンダリー）・バッテリーの故障
ECU	エレクトリック・コントロール・ユニット
EGT	排気ガス温度
ELT	航空機用救命無線機
FADEC	フル・オーソリティ・デジタル・エンジン・コントロール
GPS	グローバル・ポジショニング・システム
HSA	ヘルス・ステータス・アナンシエータ
IMC	計器気象状態
INSTR	インストゥルメント
L (PORT)	左
MFD	マルチ-ファンクション・ディスプレイ
NAV	ナビゲーション
PMP	ポンプ（燃料ポンプ）
PPWR FL	プライマリー・パワーの故障
R (STARBORD)	右
SPSC	セカンダリー・パワー・ソース・サーキット
SSA	スピード・センサー・アッセンブリ
STN	ステーション
V	電圧
VOR	VHF オムニ-ディレクショナル・レンジ
WOT	ワイド・オープン・スロットル（フル・スロットル）
XPONDER	トランスポンダ

気象に関する用語

OAT　**外気温度**とは自由大気の静止温度。摂氏(℃)又は華氏(℉)のいずれかで表す。

標準温度とは海面上での温度が 15℃でかつ 1,000ft につき-2℃であること。

気圧高度とは気圧計の高度目盛を 29.92in.Hg.(1013mb)にセットしたときに指示される高度をいう。

発動機の出力に関する用語

BHP　**ブレーキ馬力**とは発動機により発生された出力をいう。

RPM　**レボリューション・パー・ミニッツ**とは発動機、及びプロペラの回転速度をいう。

スタティック RPM　地上でのフル・スロットルで試運転中の発動機回転速度をいう。

psi　ポンド・パー・スクエア・インチ

航空機の性能、及び飛行計画に関する用語

実証された横風速度　飛行試験において離陸、及び着陸中に充分な操縦性が実証された横風速度をいう。この値は横風の限界速度ではない。

使用可能燃料　飛行計画に使用できる燃料。

使用不能燃料　飛行に使用できない燃料量。

ガロン・パー・アワー(GPH)　単位時間当りに消費された燃料量をガロンで表示。

フィート・パー・ミニッツ(fpm)　１分間当りの移動距離をフィートで表示。

G　地球の重力（1ｇ）により生じる加速度。

重量、及び重心位置に関する用語

レファレンス・データムとは重心位置計算のために、横方向距離を計測するための架空の基準線をいう。

ステーションとはレファレンス・データム（基準線）からの距離で示される胴体に沿った位置。

アームとは基準線から品目の重心位置（C.G.)までの水平距離

モーメントとは重量にそのアームを乗じて得られる。
（この飛行規程では数字の桁数を簡単にするためにモーメントを常に1,000で割った値を使用する。）

重心(C.G)とは航空機を吊した場合にバランスが取れる点。基準線からの距離はモーメントの合計を総重量で割ることにより得られる。

C.G アームとは航空機の個々のモーメントを加算し、その合計を総重量で割ることにより得られる。

C.G 限界とは航空機が与えられた重量で運航する場合に守らねばならない重心位置範囲の末端。

標準空虚重量とは使用不能燃料、全作動油量、及び全滑油を含んだ標準機体の重量。

基本空虚重量とは標準空虚重量に任意装備の機器重量を加えた重量。

有効積載量とはランプ重量と基本空虚重量との差。

空力平均翼弦(MAC)とは飛行範囲を通して主翼に発するピッチング・モーメントが同じになる仮想翼型の翼弦を云う。ウイング面積をウイング・スパンで割ることにより得られる。

最大ランプ重量とは地上での運用に承認された最大重量で発動機始動、地上滑走、及び試運転のための燃料を含む。

最大離陸重量とは離陸滑走を始めるに承認された最大重量。

最大着陸重量とは着陸時の接地に承認された最大重量。

風袋とは重量測定時の計測値に含まれるチョーク、ブロック、スタンド等の重量。風袋は実際（正味）の重量を算定するために秤の読みから差し引く。

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 2 章

航空機の限界事項

目　　次

序　　文 ・・・

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 2 章

航空機の限界事項

序　　文

第 2 章は航空機、発動機、標準的なシステム、及び標準装備品を安全に運用するための限界事項、計器標識、並びにその他の標識について記載している。第 2 章、及び第 9 章（追加飛行規程）に記載した限界事項は国土交通省航空局により承認されている。

国土交通省航空局は運用限界等指定書において、この章に示す運用限界を航空機の運用限界として指定している。

注　記

任意装備を追加した航空機に必要な限界事項、運用手順、性能データ、若しくはその他の情報は、この飛行規程の第 9 章を参照すること。

リバティ式　XL-2 型航空機は米国連邦航空局型式証明（型式証明番号 No.A00008DE）を取得し、また国土交通省航空局型式証明（型式証明番号 No.68）のもと、耐空類別 飛行機普通 N として証明されている。

対気速度限界

対気速度限界については表 2-1 を参照のこと。

略語	速　度	KIAS
V_{NE}	超過禁止速度	**157**
V_{NO}	構造上の最大巡航速度	**122**
V_A	1,653lbs（749kg）での設計運動速度	**100**
V_{FE}	最大フラップ下げ速度	**86**

表 2-1　対気速度限界

対気速度計の標識

対気速度計の標識、及びカラー・コードの表示については表 2-2 を参照のこと。

標　識	KIAS	意　味
白色弧線	**44-86**	フラップ下げの運用範囲。
緑色弧線	**50-122**	常用運用範囲。
黄色弧線	**122-157**	静穏大気中に限り、慎重に飛行しなければならない範囲。
赤色放射線	**157**	いかなる場合も超えてはならない限界速度。

表 2-2　対気速度計の標識

動力装置の限界

発動機製造会社 ･･･････ テレダイン・コンチネンタル・モータース社
発動機型式 ･･･････ IOF-240-B型
定格出力 ･･･････ 125BHP at 2800RPM

運用：
　最大回転速度 ･･･････ 2800RPM
　最小回転速度 ･･･････ 825RPM

最大滑油温度 ･･･････ 240℉ (115.6℃)
最大連続運用滑油温度･･･････ 220℉ (104.4℃)
離陸時最小滑油温度 ･･･････ 75℉ (23.9℃)
推奨運用滑油温度範囲･･･････ 170-200℉ (76.67-93.33℃)

最小滑油圧力（アイドル回転時） ･･･････ 10psi
常用運用時の滑油圧力･･･････ 30-60psi

シリンダー・ヘッド温度限界：
　離陸時最小温度･･･････ 240℉ (115.6℃)
　推奨運用範囲温度･･･････ 340-420℉ (171.1-215.6℃)
　最大許容温度 ･･･････ 460℉ (237.8℃)

燃料等級･･･････ 100LL 航空燃料(青)
100 航空燃料(緑)

滑油等級･･･････ 全ての外気温度 SAE20W50又は20W60
外気温度 40℉ （4℃）以下の場合 SAE30又は15W50
外気温度 40℉ （4℃）以上の場合 SAE50

プロペラ製造会社 ･･･････ MTプロペラ・エンウック社
プロペラ型式･･･････ MT175R127－2Ca型
ブレード数 ･･･････ 2
プロペラ直径 ･･･････ 69in (1.75m)
プロペラ・タイプ ･･･････ 木/ファイバグラス製、固定ピッチ式

警　告

FADEC HSA の警報灯が点灯している場合には、飛行してはならない。

動力装置計器の標識

動力装置計器の標識、及びカラー・コードの表示については表 2-3 を参照のこと。

計　器	赤色放射線（最小）	緑色弧線（通常）	黄色弧線（注意）	赤色放射線（最大）
回転計(rpm)	-	850-2800	-	2800
パーセント・パワー(%BHP)	-	0-100	-	101
滑油温度 (℉)	-	100-220	221-239	240
滑油圧力 (psi)	10	30-60	11-29 61-97	98
シリンダー・ヘッド温度 (℉)	240	240-420	421-459	460
燃料圧力 (psi)	19	25-98	20-24	99
排気ガス温度 (℉)	-	1000-1675	-	-
マニホールド圧力(In-Hg)	-	15.0-29.5	29.6-35.0	-
電流計(amps)	-	0-48	49-59	60
電圧計 (volts)	11.2	12.0-14.3	11.3-11.9 14.4-14.6	14.7
燃料計 (Gal)	0 (1.5Gal Unusable)	-	-	-

表 2-3　動力装置計器の標識

重 量 限 界

最大ランプ重量 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・1,653lbs(749kg)
最大離陸重量 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・1,653lbs(749kg)
最大着陸重量 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・1,653lbs(749kg)
貨物室最大積載重量 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・100lbs(45kg)

重量、及び重心位置限界

前方 ・・・・・・・・・・・・・・・・1,554lbs(704kg)で基準線後方82.20in(2.08m)
中間 ・・・・・・・・・・・・・・・・1,653lbs(749kg)で基準線後方83.48in(2.12m)
後方 ・・・・・・・・・・・・・・・・1,653lbs(749kg)で基準線後方86.75in(2.2m)

基準線 0.0(STN：0.0)は航空機の垂直ロールオーバー・フープ（キャビン開放時の最前部）の前方 70.75in(1.79m)にある。図 2-1 参照。

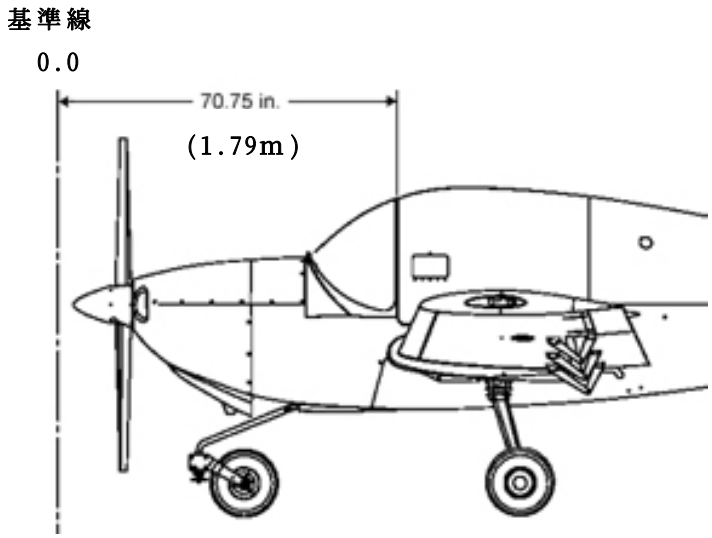


図 2-1　基準線 0.0 (STN:0.0)の位置

運 動 限 界

この航空機は耐空類別 飛行機普通Ｎとして認められており、スピンを含む曲技飛行は禁止されている。通常飛行に加え、失速、レージ・エイト、シャンデル、及びバンク角が 60 度を越えない旋回は可能である。推奨開始速度は以下のとおり。

シャンデル……100 KIAS
レージ・エイト……100 KIAS
スティープ・ターン……100 KIAS
ストール……ゆっくり減速

飛行荷重倍数

荷重倍数	フラップ上げ	フラップ下げ
正	**3.8G**	**2.0G**
負	**-1.52G**	**0.0G**

表 2-3　飛行荷重倍数

運用様式限界

この航空機は必要な装備を施した場合、次の運用様式に適する。

1.　計器飛行方式による飛行
2.　計器飛行
3.　計器航法による飛行
4.　計器航法による飛行以外の有視界飛行
5.　夜間飛行
6.　昼間飛行
7.　高高度飛行

適合する運用様式の判定は 2-15 頁に記載している運用様式限界判定表を参照すること。

着　　氷

着氷気象状態における飛行は禁止。

燃 料 限 界

全容量……29.5 US Gallons
使用可能量（全飛行状態で）……28 US Gallons
使用不能量……1.5 US Gallons

運用高度限界

最大運用高度 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 12,500 ft（3,800m）

注　記

高高度飛行を行う場合には、酸素供給装置が必要である。

搭乗者限界

最大　2名

操縦士１名で飛行する場合には、非常時に於ける飛行対処（セーフティー・ハンマー、消火器等の使用）のため左席に搭乗すること。

その他の限界

フラップ限界

承認された離陸時位置：20°

性能データはフラップ 20°でのみ記載している。

承認された着陸時位置：0°、20°、若しくは 30°

性能データはフラップ 30°でのみ記載している。

途中位置でのフラップ使用は認められていない。

喫　煙

この航空機の機内は禁煙となっている。

装 備 品

次の装備品が装備されていること。

- 失速警報装置
- シリンダー・ヘッド温度計

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

標　　識

以下に示す位置に指定する標識を表示すること。

操縦士の目視可能な場所：

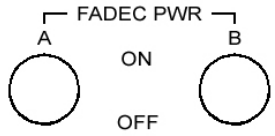
この飛行規程の標識、及び掲示板は、耐空類別 飛行機普通Nとして運用する場合の運用限界を記載したものである。本航空機をこの耐空類別で運用する場合に適合しなければならないその他の運用限界は、飛行規程に記載されている。
きりもみを含む全ての曲技飛行を禁止する。

この航空機は、必要な装備を施した場合、次の運用様式に適する。
計器飛行方式による飛行
計器飛行
計器航法による飛行
計器航法による飛行以外の有視界飛行
夜間飛行
昼間飛行
高高度飛行

計器板上、対気速度計付近：

運動速度
V_A=100 KNOTS

FADEC PWR A 、及び Bスイッチ上：



胴体外側下部の各 FUEL DRAIN 付近：

FUEL DRAIN

胴体外側下部の各 FUEL TANK VENT 付近：

FUEL
TANK VENT

VM1000 下部：

850RPMから900RPM間での 長時間の運転は避けること

センター・コンソール表面：

禁　煙

上部カウリング内部、防火壁後方のハイドロリック・フルード・リザーバー付近：

HYDRAULIC FLUID MIL-H-5606

マグネチック・コンパス付近：

Calibrated With Radio (s) ON						
For	N	30	60	E	120	150
Steer						
For	S	210	240	W	300	360
Steer						
Date						

各ドアのキャノピー・リリース・レバー下方（赤色）：

キャノピー・リリース 飛行中に開けてはならない

各ドアのキャノピー外側透明部分の下方（赤色）：

救出時：窓を割って取外す

各ドアのキャノピー・リリース・レバー下方（赤色）：

各ドアのベント・パネルは任意装備品である。次の２枚の標識はベント・パネルを装備した航空機に適用される。（標識は各キャノピー・ベント・パネル内側に各々2枚ずつ貼付する。）：

ドア・ベント・パネルは 必要時以外閉じておくこと

50 KNOTS 以上 で開けてはならない

右座席後部の開口部上方（赤色）：

エマージェンシィ・セーフティー・ハンマー

右座席後部の開口部下方：

飛行規程はこの背当て内に搭載している

左右両座席後部の開口部下方：

SOFT GOODS ONLY 2 LBS MAX

貨物室のクローズアウト・パネルの表面（2個の標識）：

航空機用救命無線機（ELT）はこのカバーの内側に搭載している。航空法施行規則第151条により、定期的に点検しなければならない

貨物室最大積載重量 100LBS（45kg） **重量重心位置算定の詳細な荷重、及び貨物の固縛については飛行規程を参照のこと**

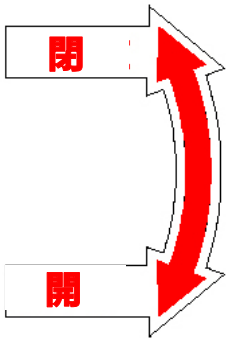
貨物室のクローズアウト・パネルの後方、ミッド・ヒューズレージ・バルクヘッド表面：

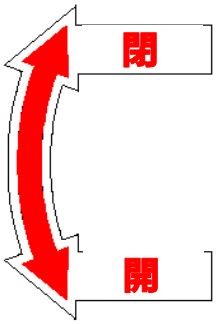
貨物室のクローズアウト・パネルの裏面、K001、及び K002 リレー付近：

胴体左側の内側表面、後方下部の点検孔から判読出来る中心てきな位置：

テイル・バラスト・ウエイトを
除去、若しくは増加してはならない

左右ドアの外側、キャノピー・リリース・レバー付近（赤色）：





胴体外側燃料キャップ周囲：

胴体外側燃料キャップ下方部：

航空燃料　等級　100LL/100
燃料容量
全容量　　29.5 US.GALS
使用可能量　28.0 US.GALS
給油の前にグランドをとる事
FUEL DRAINは胴体下面にある

ウイング・フラップの表面、貨物室内の燃料給油ホース・カバー上部表面：

NO STEP

ラダー、エルロン、及びエレベータの両表面：

NO PUSH

滑油給油ドアの内側：

滑　油
滑油容量
6 US QUARTS
滑油タイプは
飛行規程参照

左右胴体外側、ベリーパネルの前方：

警　告
プロペラの回転中
航空機への乗降を
してはならない

運用別装備品表

運用様式限界等判定表（運用様式の区分ごとに必要な装置等）

装　置　等	最低数量	運用様式区分 A	B	C	D	E	F	G	H
ジャイロ式姿勢指示器	1 (注2)	○	○						
ジャイロ式方向指示器	1	○	○						
ジャイロ式旋回計	1 (注3)	○	○						
すべり計	1	○	○						
精密高度計	1 (注2)	○	○						注8 ○
昇降計	1	○	○						
ピトー管凍結防止装置付速度計	1 (注2)	○	○						
外気温度計	1	○	○	○					
秒刻み時計	1	○	○	○					
機上 DME 装置	1 (注4)	○	○	○					
方向探知器、VOR 受信装置 機上タカン装置	1 (注2)	注5 ○	注6 ○	注6 ○					
航空灯						○			
衝突防止灯						注7 ○			
凍結防止装置								○	
酸素供給装置　（注 1）									○

なお、以上に掲げる装備品等に限らず、航空法施行規則等による装備要件についても、これを遵守する必要がある。

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

運用様式区分

A　計器飛行方式による飛行（管制の指示に常時従う飛行）
B　計器飛行（計器気象状態における飛行）
C　計器航法による飛行（有視界気象状態で規則第66条に定める距離、若しくは時間をこえて行う雲上、若しくは洋上飛行）
D　計器航法による飛行以外の有視界飛行
E　夜間飛行
F　昼間飛行
G　着氷気象状態における飛行（型式証明で認められたもの）
H　高々度飛行（3,000m以上の高度）

（注1）酸素供給装置として次の容量を有するもの。

（1）与圧装置を有しない航空機

（イ）　3,000mから4,000mまでの高度で飛行する場合は、当該飛行に係る飛行時間から30分を減じた飛行時間中航空機乗組員全員が必要とする量。

（ロ）　4,000mをこえる高度で飛行する場合は、当該飛行に係る飛行時間中搭乗者全員が必要とする量。

（2）与圧装置を有する航空機

3,000mをこえる高度で飛行する場合に限り、当該飛行にかかわる高度の最高の予定高度から3,000mの高度に達するまでの飛行時間中航空機乗組員全員が必要とする量。（航行の安全上4,000mをこえる高度で飛行を継続する必要がある場合は、当該飛行を継続する時間中搭乗者全員が必要とする量を加えた量）

（注2）航空運送事業の用に供する最大離陸重量が5,700kgを超える飛行機あっては2である。

（注3）航空機のあらゆる姿勢を指示することができるジャイロ式姿勢指示器を装備している航空機にあっては装備しなくてもよい。

（注4）航空運送事業の用に供する最大離陸重量が5,700kgを超える飛行機（VOR受信装置を装備しなければならないこととされているものに限る）以外の航空機にあっては装備しなくてもよい。

（注5）方向探知器、VOR受信装置、機上タカン装置のうち、その飛行に係る飛行の経路に応じ、当該飛行の経路を構成するNDB、VOR、若しくはタカンからの電波を受信するためのもの。

（注6）方向探知器、VOR受信装置、機上タカン装置のうち、その飛行中常時、NDB、VOR、若しくはタカンからの電波を受信することが可能となるもの。

（注7）最大離陸重量5,700kg以上の航空機、及び平成15年1月17日以降新たに耐空証明を取得する最大離陸重量5,700kg未満の航空機は必要。

（注8）航空局長達、空航第551号（昭和46年12月9日）「高度計の規格について」により高度16,000FT以上の場合必要となる。

第 3 章

非 常 操 作

目　　次

序　　文……3－3
非常運用時の対気速度 ……3－3
地上での非常事態 ……3－4
　始動中の発動機火災……3－4
　離陸滑走中の発動機故障……3－4
飛行中での非常事態 ……3－5
　離陸後の発動機故障……3－5
　飛行中の発動機故障……3－5
　発動機不調……3－6
　滑油圧力の低下……3－6
　飛行中の発動機火災……3－7
　飛行中のキャビン火災……3－8
　着氷気象状態に遭遇した場合……3－11
　計器気象状態に遭遇した場合……3－11
　落雷に遭遇した場合……3－11
　飛行中にドアが開いた場合……3－12
　ス　ピ　ン……3－12
非 常 着 陸……3－13
　不時着（発動機停止）……3－13
　不 時 着 水……3－14
　メイン・タイヤがパンクした状態での着陸……3－15
　ノーズ・タイヤがパンクした状態での着陸……3－15
　エレベータが効かない状態での着陸……3－16
系 統 故 障……3－17
　発動機計器の系統故障……3－17
　HSA 警報灯の点灯……3－17
　電気系統の故障……3－19
　ピトー・スタティック系統の故障……3－21
　エレベータ・トリムの故障……3－22

P/N　135A-970-007-1　IR

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 3 章

非 常 操 作

序　　文

この章には非常時の対処すべき操作手順、及びその内容が記載してある。整備、及び飛行前点検が確実に実施されている限り、機能不良による非常事態の発生は極めて稀である。航路と気象に係る非常事態は慎重かつ入念な事前の飛行計画、及び適切な判断により最小限に抑えることができる。

この飛行規程の警告、及び操作手順は直ちに遂行できるように精通するか、若しくは“記憶する項目”である。これらは操作手順を見ることなく直ちに実行できるように記憶すべき項目である。

“速やかに着陸すること”は気象状況、非常事態の程度、その他の要因にもよるが、近隣の空港まで飛行を続けられることを意味する。

“直ちに着陸すること”は、安全性を確保した上で早急かつ迅速に着陸しなければならないことを意味する。気象状態、非常事態の程度、その他の要因に係らず、**例えその場所が空港ではないとしても、**操縦士が航空機を安全に着陸させられると判断した場合に、近くの適切な平地を選んで着陸すること。

航空機用無線機、及び航空機用救命無線機(ELT)に係わる非常操作手順は第9章に記載されている。

非常運用時の対気速度

運動速度：
1,653lbs (749kg)‥‥‥

地上での非常事態

始動中の発動機火災

1. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････････START
発動機をスタートさせ、炎、及び溜まった燃料が発動機に吸い込まれるよう発動機の始動を続ける。

発動機が始動した場合：

2. 出力 ･･･････････1700 RPM（状況が許すならば、最高2分間）
3. 発動機 ･･･････････････････････････停止（損傷を検査）

発動機が始動しなかった場合：

4. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････････START
5. スロットル ･･･････････････････････････････最前方
6. FADEC A、及びB PWR スイッチ ･･･････････････････OFF
7. 燃料セレクタ・バルブ ･･･････････OFF（ノブを引いて廻す）
8. クランキング ･･･････････････････････停止を確認
9. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････OFF
10. マスター・スイッチ ･･･････････････････OFF
11. 航空機 ･･･････････････････････避難する
12. 火災 ･･･････････消火（必要により消火器を使用する）
13. 火災の損傷 ･･･････････････････検査

離陸滑走中の発動機故障

（離陸中止手順）

1. スロットル ･･･････････････････IDLE
2. ブレーキ ･･･････････････････作動

航空機の停止後：

3. イグニッション・スイッチ ･･･････････OFF
4. FADEC A、及びB PWR スイッチ ･･･････OFF
5. マスター・スイッチ ･･･････OFF
6. 燃料セレクタ・バルブ ･･･････OFF（ノブを引いて廻す）

飛行中での非常事態

離陸後の発動機故障

1. 最良滑空速度、若しくは着陸速度（適切な速度で）‥‥‥‥‥確認する
2. フラップ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥必要に応じて

時間が許すならば：

3. イグニッション・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
4. FADEC A、及びB PWR スイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
5. マスター・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
6. スロットル‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥IDLE
7. 燃料セレクタ・バルブ‥‥‥‥‥‥‥‥OFF（ノブを引いて廻す）
8. シートベルト、及びショルダー・ハーネス‥‥‥確実に締める

飛行中の発動機故障

(原因探求／再始動手順)

十分に安全な高度で発動機が故障した場合には、適切な着陸場所に向うために旋回している間、航空機のコントロールと最良滑空速度を維持することが重要である。操縦士が発動機故障の原因を特定し、時間的余裕と十分な高度がある場合には、再始動を試みる。

適切な着陸場所へ向かうために航空機の最良滑空速度が維持出来ない場合には、再始動を行ってはならない。不時着の操作手順(3-13頁)を遂行するために十分な時間を残して再始動を断念しなければならない。

1. 最良滑空速度‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥確認する
2. 燃料セレクタ・バルブ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ONをチェック
3. スロットル‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥3/4 インチ開
4. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥ON
5. FADEC A、及びB PWR スイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥同時にリサイクル
6. イグニッション・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥BOTHをチェック
7. イグニッション・スイッチ
   （プロペラがウィンドミルしていなければ）‥‥‥‥‥‥‥‥‥START
8. スロットル‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥最良な発動機回転速度に調整
9. プロペラがウィンドミルしていれば、必要に応じてステップ2.から6.を繰り返す。
10. 発動機が始動しない場合には、***不時着***の操作手順。(3-13頁)を遂行する。

発動機不調

発動機不調は点火系統（不点火、点火栓の汚染等）に起因する場合が多く、燃料噴射系統（燃料噴射装置の詰まり、若しくは故障等）に起因する場合は少ない。

1. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ON
2. 燃料セレクタ・バルブ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ONをチェック
3. オルタネート・インダクション・エア ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥引いてON
4. イグニッション・スイッチ ‥‥‥ R、L、及びBOTH をチェックする
   発動機の回転がL、若しくはR位置のいずれかで円滑になる場合には、スイッチをその位置にしておくこと。
5. 着陸 ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥速やかに

滑油圧力の低下

滑油圧力の低下表示は滑油圧力表示系統に起因するか、若しくは発動機オイル・プレッシャー・リリーフ・バルブの不具合にある。しかしながら、これは発動機内部の機械的損傷の兆候、若しくは差し迫った発動機故障の警告の場合もある。

滑油圧力、滑油温度、及びシリンダー・ヘッド温度の表示を監視する。滑油温度が常用範囲にある場合は、最も近い空港への着陸を準備すること。

滑油温度とシリンダー・ヘッド温度が上昇していれば機械的な故障である。最も近い空港か、若しくは空港以外の着陸場所まで飛行を続けられる必要最小限の出力にセットする。発動機出力が利用できる間に空港以外の適切な着陸場所も選択し、直ちに着陸すること。完全な出力低下を予想して、それに備えておくこと。

1. スロットル ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥必要最小限
2. 着陸 ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥直ちに

飛行中の発動機火災

下記の操作手順にて、燃料供給を遮断して火災を消火すること。いかなる場合においても再始動してはならない。発動機出力なしで不時着すること。

1. 燃料セレクタ・バルブ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF（ノブを引いて廻す）
2. スロットル‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥

飛行中のキャビン火災

火災の原因が特定できた場合、火災の発生場所に接近できるならば、右座席後面のヘッドレスト部分に装備した消火器にて消火し、速やかに着陸すること。ベントを開けると火災を助長する可能性があるが、煙により乗組員が意識を失うことを避けるため、キャビン内の煙を排出する必要がある。火災の発生原因が特定出来ない、若しくは電気的要因の場合、或いは火災の発生場所に容易に接近できない場合には以下に従うこと：

注　記

航空機電源が発動機の運転には必要である。電気スイッチの誤操作が突然の発動機停止を引き起こす。2基の独立した航空機電源が発動機の運転用に装備されている。これらの相互関係を理解することが重要であり、詳細は第7章-航空機とシステムの概要に記載されている。

1. マスター･スイッチ ･･･････････････････････････････OFF

マスター・スイッチをOFFにした時に発動機が停止した場合は、直ちにマスター･スイッチをONに戻して、ステップ22 以降に従う。

警　告

HSA EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯して、エマージェンシィ（セカンダリー）・バッテリーでのみ運転が継続でされる。エマージェンシィ（セカンダリー)・バッテリーが十分に整備され完全充電状態であれば、発動機は約60分間の通常運転が可能である。EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯してから60分以内に着陸すること。

2. FADEC PWR Aスイッチ･･･････････････････････････OFF
3. アビオニクス・マスター・スイッチ ･･･････････････････OFF
4. すべての電気スイッチ ･･･････ OFF（FADEC PWR B スイッチを除く）

警　告

マスター･スイッチがOFFの場合に、FADEC PWR Bスイッチを0FFにすると発動機は即座に停止する。

5. 消火器 ･･･････････････････････････････････使用する
6. エア･ベント ･･･････････････････通気のために開く
7. 着陸 ･･･････････････････････････････････速やかに

注　記

継続飛行中、エマージェンシィ（セカンダリー）・バッテリーの不具合により発動機が停止し、更に発動機の運転が必要な場合には、マスター･スイッチとFADEC プライマリー・パワー（PWR A スイッチ）をONにしなければならない。しかしながら、これらのスイッチをON にすると再びキャビン内に煙が充満する可能性がある。

火災が消火できて、継続飛行のために電源を必要とする場合：

8. サーキット・ブレーカ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ 不具合系統を確認する
9. マスター・スイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥

マスター・スイッチをOFFにした時に発動機が停止した場合：

警　告

マスター・スイッチをOFFにした時に発動機が停止する場合には、FADEC PWR B系統、及び/若しくは FADEC用エマージェンシィ（セカンダリー)・バッテリーの不具合である。発動機には航空機のプライマリー電源系統からのみ電源の供給が可能である。

22. マスター・スイッチ ･･･････････････････････直ちにONに戻す
23. 発動機 ･･･････････････････････････････必要により再始動
24. FADEC PWR Bスイッチ ･･･････････････････････････OFF
25. セカンダリー・パワー・ソース・サーキット・ブレーカ (SPSC) ･･･････････････引抜く
26. アビオニクス・マスター・スイッチ ･･･････････････････OFF
27. すべての電気スイッチ ･･･････ OFF（FADEC PWR Aスイッチを除く）
28. 消火器 ･･･････････････････････････････････使用
29. エア・ベント ･･･････････････････通気のために開く
30. 着陸 ･･･････････････････････････････････速やかに

注　記

継続飛行中、プライマリー・パワーの不具合により発動機が停止し、更に発動機の運転が必要な場合には、マスター・スイッチとFADEC セカンダリー・パワー（PWR Bスイッチ）をONにしなければならない。しかしながら、これらのスイッチをONにすると再びキャビン内に煙が充満する可能性がある。

火災が消火できて、継続飛行のために電源を必要とする場合：

31. サーキット・ブレーカ ･･･････････不具合系統を確認する
32. アビオニクス・マスター・スイッチ ･･･････････････････ON
33. 必要な装備系統毎に再起動する。不具合系統を分離するために、各系統の起動間隔を数秒間空けること。不具合系統をOFFにして、着陸のために飛行を継続する。安全に着陸するための必要最小限の装備系統を起動させること。

着氷気象状態に遭遇した場合

予知された着氷気象状態での飛行は禁止されている。しかしながら、着氷気象状態に遭遇した場合には：

1. マニューバー‥‥‥180度旋回、及び/若しくは高度を変更する
（直ちに着氷気象状態から離脱する）
2. オルタネート・インダクション・エア‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥引いてON

計器気象状態に遭遇した場合

計器気象状態に遭遇した場合には、航法計器により航空機のコントロールを維持して以下を遂行する：

1. 機体のコントロール‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥直進し水平飛行を維持する
2. 標準旋回‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥

飛行中にドアが開いた場合

離陸中にドアが開いた場合には、離陸を中止すること。飛行中にドアが開き、航空機のコントロール、及び飛行を継続するために必要な操作を妨げる場合には、ドアを閉じてはならない。

1. 対気速度 ･･･････････････････････････80-90 KIASまで減速
2. ドア ･･･････････････････････････････閉じてラッチする
（必要により開いたドアの方向に機首を向ける）
3. 進入速度 ･･･････････････････････････ノーマル

飛行中ドア・ラッチが出来ないか、若しくは損傷した場合：

4. 着陸 ･･･････････････････････････････速やかに

ス　ピ　ン

不意にスピンに陥った場合には、以下の回復操作手順を遂行する：

1. スロットル ･･･････････････････････IDLE
2. エルロン ･･･････････････････････ニュートラル
3. ラダー ･･･････････････一杯に当舵して保持する
（旋回と逆方向）
4. ラダー操舵後 ･･･････････操縦桿を前方にする
（失速回復のためには、重心位置が後方で、操縦桿を最前方に維持することが必要である。）
5. ラダー中立 ･･･････････急降下からスムーズに引起す
6. スロットル ･･･････直進し、水平飛行するように調整する

注　記

方向感覚が狂って旋回方向の判断が難しい場合には、旋回計を見ること。旋回方向を十分に確認できる。

非 常 着 陸

不 時 着（発動機停止）

発動機が再始動せずに不時着が避けられない場合には、適切な着陸場所を選択し、以下の不時着（発動機停止）手順に従い着陸の準備をする。時間と高度に余裕があれば121.5 MHzでメーデー・メッセージを送信し、トランスポンダを装備している場合には、コード7700にセットする。着陸後の火災発生を最小限に抑えるために、不時着の手順を完全に遂行すること。荒れた地形、若しくは山岳地帯での不時着の場合には、安全のために着陸前にELTを手動で作動させておくと良い。

着陸で滑走路エンドを越えて接地した場合に、若しくは離陸中の高速で滑走路エンド近くに接地した際のオーバーランニングによる損傷を負うような危険を避けるため、利用可能な着陸距離の約1/3以内に接地するように心掛けること。

1. 最良滑空速度 ····· 維持する
2. ラジオ ····· メーデーを送信（121.5 MHz）する（場所と意図を伝える）
3. トランスポンダ ····· 7700でスクォーク
4. 航空機用救命無線機(ELT)（空港外なら） ····· 作動させる
5. イグニッション・スイッチ ····· OFF
6. FADEC A、及びB PWR スイッチ ····· OFF
7. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ····· OFF
8. スロットル ····· IDLE
9. 燃料セレクタ・バルブ ····· OFF（ノブを引いて廻す）
10. フラップ（場所が限られるとき） ·· 必要に応じて、若しくは30°
11. マスター・スイッチ ····· OFF
12. シートベルトとショルダー・ハーネス ····· 確実に締める

警　告

マスター・スイッチが OFF の場合には、フラップは作動しない。フラップをセットして、進入するまでマスター・スイッチをOFFにしてはならない。

不時着水

1. 最良滑空速度 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・維持する
2. ラジオ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・メーデーを送信（121.5 MHz）
（場所と意図を伝える）
3. トランスポンダ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・7700でスクォーク
4. 航空機用救命無線機(ELT) ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・作動させる
5. 固縛されていない荷物 ・・・・・・・・・・・・・・・固定する（可能なら）
6. シートベルトとショルダー・ハーネス ・・・・・・・・・確実に締める
7. フラップ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・30°
8. 出力 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 65 KIASで300 FPM 降下率に設定
9. 進入 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・風に向かって
（強風、荒海の場合）
10. 進入 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・うねりと平行
（弱風、うねりがある場合）
11. 接水 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・水平姿勢
（降下率を設定する；水没を防ぐ為過度の機首上げ姿勢を避ける）
12. 機体 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・非常脱出
（キャノピー・ドアから。必要によりベント・ウィンドウを開けキャビン内に浸水させてドアを開けるために水圧を均一にする。必要によりセーフティー・ハンマーを使用する。）
13. ライフ・ベスト、及び救命ボート（利用できれば）・・・・膨らます
（機体から離れて）

注　記

発動機が停止している場合には、フラップ・アップで70KIAS、若しくはフラップ30°で65 KIASにて進入する。

メイン・タイヤがパンクした状態での着陸

1. 進入速度 ····· ノーマル
2. ライン・アップ ···· パンクしたタイヤと反対側のタイヤを滑走路に寄せる
   （航空機は接地の際にパンクしたタイヤ側に機首をとられる）
3. フラップ ····· 30°
4. 接地 ····· 正常なタイヤを先に接地させる
   （エルロンの操舵でパンクしたタイヤを可能な限り長く接地しないように維持する）
5. ディレクショナル・コントロール ····· 維持する
   （ラダーの操舵で維持する。必要により正常なタイヤのブレーキを使用する）

ノーズ・タイヤがパンクした状態での着陸

注　意

メイン、若しくはノーズ・タイヤがパンクした場合には、地上滑走してはならない。

1. 進入速度 ····· ノーマル
2. フラップ ····· 必要に応じて
3. 接地 ····· メイン・ギアから
   （ノーズ・タイヤを可能な限り長く接地しないように維持する）
4. エレベータ ····· 操縦桿を最後方位置で維持する
   （ノーズ・タイヤの接地後に）
5. ブレーキ ····· 必要最小限に使用する
6. イグニッション・スイッチ ····· OFF
   （操作上問題が無ければ）

エレベータが効かない状態での着陸

エレベータ・コントロールを失った場合には、エレクトリック・ピッチ・トリム、及びスロットルの操作で飛行姿勢をコントロールする。トリム、及びスロットルの微妙な調整で、着陸の進入角を維持するようにピッチ姿勢、対気速度をコントロールすること。

最も長い滑走路を選択すること。ランディング・フレアが頭下げを生じさせる場合には、可能であれば、ノーズ・ホイールを先に接地させた後に出力を減じること。エレベータ・トリムでノーズ・アップを維持しながら徐々に出力を下げること。

1. スロットル ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥減速する
2. トリム ‥‥‥‥‥‥‥‥ V_{FE}までゆっくりとノーズ・アップする
3. フラップ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥20°まで徐々に
4. 進入速度 ‥‥‥‥‥‥‥75 KIASにトリムを使用して調整する
5. スロットル ‥‥‥‥‥‥‥進入角度を調整するために使用する

系 統 故 障

発動機計器の系統故障

発動機計器が欠落表示をした場合には、表示系統の故障である。この欠落表示は発動機の性能、若しくは発動機の運転には影響を与えない。発動機のFADECコントロールも発動機計器の表示系統の状態には影響されない。FADEC HSAシステムは適切な空港へ飛行している間、操縦士に発動機の状況、及び情報を提供し続ける。発動機の状況を判断するためには、必要に応じて次項のHSA 警報灯の点灯を参照すること。

1. FADEC HSA‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥監視する
2. スロットル‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥必要最小限で使用する
3. 着陸‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥速やかに

HAS 警報灯の点灯

HSAの“EBAT FL”注意灯、及び“PPWR FL”警報灯が点灯した場合

1. FADEC A、及びB PWR スイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ONをチェック
2. FADEC A、及びB PWR サーキット・ブレーカ ‥‥INをチェック

警報灯の点灯が続く場合：

3. 着陸‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥速やかに

警　告

エマージェンシィ（セカンダリー)・バッテリーが十分に整備され完全充電状態であれば、発動機は約60分間の通常運転が可能である。EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯してから60分以内に着陸すること。

HSAの“EBAT FL”注意灯が点灯した場合

1. FADEC PWR Bスイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥

HSAの赤色“FADEC WARN”警報灯が点灯した場合

1. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････BOTHをチェック
2. 発動機計器 ･･･････････････････････････････････監視する
3. 着陸 ･･･････････････････････････････････････速やかに

警　告

赤色の“FADEC WARN”警報灯が点灯した場合には、発動機の不調、若しくは停止が起きる可能性を示している。発動機不調、或いは発動機停止が起きる危機的な状態であることを表す。

HSAの黄色“FADEC CAUTION”注意灯が点灯した場合

1. FADEC PWR A、及びBスイッチ･･･････････････ONをチェック
2. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････BOTHをチェック
3. 発動機計器 ･･･････････････････････････････････監視する

注意灯の点滅が続く場合：

4. 着陸 ･･･････････････････････････････････････速やかに

警　告

黄色の“FADEC CAUTION”注意灯が点灯した場合には、FADEC系統の故障を示している。次に他の系統も故障した場合には、発動機の不調、若しくは停止の可能性がある。

HSAの“FUEL PMP”注意灯が点灯した場合

FUEL PMP注意灯は燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチがAUTO位置から動かされると点灯する。 もし燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチがAUTO位置であるのも係らず、FUEL PMP注意灯が点灯する場合には、発動機駆動式燃料ポンプの故障を表している。

1. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ･････ AUTOをチェック
2. 燃料圧力計 ･･･････････････････････････････････監視する

注意灯の点滅が続く場合：

3. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ･･･････････････ON
4. 燃料圧力計 ･･･････････････････････････････････監視する
5. 着陸 ･･･････････････････････････････････････速やかに

電気系統の故障

電流計の指示が高い場合

1. オルタネータ・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
   （マスター・スイッチのオルタネータ側）
2. 必須でない電気装備品‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
3. 着陸‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥速やかに

警　告

オルタネータの出力が低下するか、若しくは停止した場合には、EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯する。エマージェンシィ（セカンダリー)・バッテリーが十分に整備され完全充電状態であれば、発動機は約60分間の通常運転が可能である。EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯してから60分以内に着陸すること。

電圧計の指示が低下した場合

1. 必須でない電気装備品をOFFにする。
2. ***“ALT FAIL”注意灯が点灯した場合***の操作手順を遂行する。

電圧計が赤色弧線を指示した場合

1. 着陸‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥速やかに

“ALT　FAIL”注意灯が点灯した場合

飛行中にオルタネータが故障するか、若しくは瞬間的な過電圧による“トリッピング・オフライン”が生じた場合には、“ALT FAIL”注意灯が点灯する。下記の操作手順によりオルタネータ系統をリセットすること。

1. 電流計 ·····0 AMPをチェック
2. オルタネータ・スイッチ ·····OFF
   （マスター・スイッチのオルタネータ側）
3. 必須でない電気装備品 ·····OFF
4. オルタネータ・サーキット・ブレーカ ·····INをチェック
5. オルタネータ・スイッチ ·····ON
   （マスター・スイッチのオルタネータ側）
6. ALT FAIL 注意灯·····OFFをチェック
7. 電圧計 ·····緑色弧線内をチェック

ALT FAIL 注意灯が点灯し続けた場合：

8. マスター・スイッチのオルタネータ側 ·····OFF
9. 着陸 ·····速やかに

警　告

オルタネータの出力が低下するか、若しくは停止した場合には、EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯する。エマージェンシィ（セカンダリー)・バッテリーが十分に整備され完全充電状態であれば、発動機は約60分間の通常運転が可能である。EBAT FL注意灯、及びPPWR FL警報灯が点灯してから60分以内に着陸すること。

ピトー・スタティック系統の故障

ピトー/スタティック計器（対気速度計、気圧高度計、及び昇降計）が指示不良の場合には、ピトー/スタティック・ソースの閉塞（着氷、若しくは他の原因のいずれか）に起因するものである。以下の操作手順を遂行しても問題が解決しない場合には、より暖かい場所まで降下すること。

スタティック・ソースが閉塞した場合

オルタネート・スタティック・ソースが開の場合には、対気速度計の指示を第5章に記載されている“対気速度較正－オルタネート・スタティック・ソース表”を使用して較正すること。

1. ピトー・ヒート ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ ON
2. オルタネート・スタティック・ソース ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ 開く

注　記

非常時にオルタネート・スタティック・ソースが働かない場合には、昇降計（VSI）の前面ガラスを破り、静圧計器にキャビン内の圧力を供給する。キャビン内の静圧が昇降計から供給される場合には、昇降計は逆さまの指示をする。（指針が降下中に上昇を示し、上昇中に降下を示す）

ピトー・チューブが閉塞した場合

対気速度計のみが指示不良の場合には、下記の操作手順を遂行すること。ピトー・ヒートをONにしても問題が解決しない場合には、より暖かい場所まで降下すること。ピトー・チューブが閉塞した状態で進入する場合には、ピッチ姿勢、パワーセッティング、及びGPSのグランドスピードを使用して地上の風を計算する。

1. ピトー・ヒート ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥ ON

エレベータ・トリムの故障

エレベータ・トリムが動かなくなった場合

1. エレベータ・トリム・サーキット・ブレーカ…… チェックして必要によりリセット
2. トリム・モーター ……両方向の動きをチェック

注　記

もし、トリムが片方にしか動かない場合には、進入時にトリム無しで操舵力を減少させるために、トリムの使用を最小限に抑えること。

エレベータ・トリムが止まらなくなった場合

1. 操縦桿 ……制御する
（トリム無しで制御して飛行経路を維持する）
2. エレベータ・トリム・スイッチ ……反対方向に動かす
（トリムの動きを止める、及び/若しくはELEV TRIM サーキット・ブレーカをトリップさせる。）
3. エレベータ・トリム・サーキット・ブレーカ …… 引き抜く、リセットはしない
4. 着陸 ……速やかに

注　記

操縦桿の操舵力を軽減するためにトリムがノーズ・ダウン位置で止まった場合には、フラップ・アップ（0°）を使用し、トリムがノーズ・アップ位置で止まった場合には、フル・フラップ（30°）を使用して着陸すること。

第 4 章

通 常 操 作

（通常の場合における各種装置の操作方法）

目　　次

序　　文 ……4－3
通常運用時の対気速度 ……4－3
飛行前の準備 ……4－4
飛行前点検 ……4－4
発動機始動前 ……4－10
発動機始動 ……4－11
地上滑走前 ……4－13
地 上 滑 走 ……4－13
発動機試運転 ……4－14
離　陸　前 ……4－16
離　　陸 ……4－17
　通 常 離 陸……4－17
　軟地/荒地での離陸 ……4－17
上　　昇 ……4－18
巡　　航 ……4－18
降　　下 ……4－18
着　陸　前 ……4－19
着　　陸 ……4－20
　通 常 着 陸……4－20
　短距離着陸……4－20
　軟地/荒地での着陸 ……4－21
　横 風 着 陸……4－21
着 陸 復 行 ……4－22
着　陸　後 ……4－22
停　　止 ……4－23
繋　　留 ……4－24

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 4 章

通 常 操 作
(通常の場合にはおける各種装置の操作方法)

序　　文

この章には通常において必須な操作手順、及び情報を記載してある。

警　告
プロペラ回転中、航空機への乗降をしてはならない

通常運用時の対気速度

特別に記載のない限り、下記の速度は最大重量1,653lbs（749kg）に基づいており、それ以下の重量に対しても使用すること。

離陸ローテーション速度（Vr）：
　フラップ 20°……55 KIAS
離陸安全速度：
　フラップ 20°(50ftにて)……65 KIAS
上昇エンルート、フラップ・アップ：
　標準、海面上……80-85 KIAS
　標準、MSL 10,000フィート……75-80 KIAS
最良上昇率速度、フラップ・アップ(Vy)：
　海面上……80 KIAS
　10,000 ft……75 KIAS
最良上昇角速度、フラップ・アップ(Vx)：
　海面上……70 KIAS
　10,000 ft……65 KIAS
通常進入速度：
　フラップ・アップ……80-85 KIAS
　フラップ 20°……70-75 KIAS
　フラップ 30°……65-70 KIAS
着陸復行上昇速度：
　ワイド･オープン･スロットル、フラップ30°……65 KIAS
最大推奨乱気流進入速度(Va)：
　1,653lbs（749kg）……100 KIAS
　1,450lbs（657kg）……94 KIAS
実証された最大 90°横風速度：
　離陸、若しくは着陸……15 Knots

注　記
実証された最大横風速度は、飛行試験で得られた最大横風速度であり、横風の限界速度をあらわすものではない。

飛行前の準備

1. 飛行機 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・耐空証明等の必要書類を搭載する
2. 気象 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・確認する
3. 荷物 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・重量、及び積載方法を確実にする
4. 重量、及び重心 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・限界内を確認する
5. 航法 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・計画する
6. チャート、及び航法装置 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・搭載する
7. 性能、及び航続距離 ・・・・・・・・・・・・・・・・算出して安全を確認する

飛行前点検

飛行前点検は操縦室から始め、航空機の周囲を時計回りで点検し、操縦室に戻り終了すること。

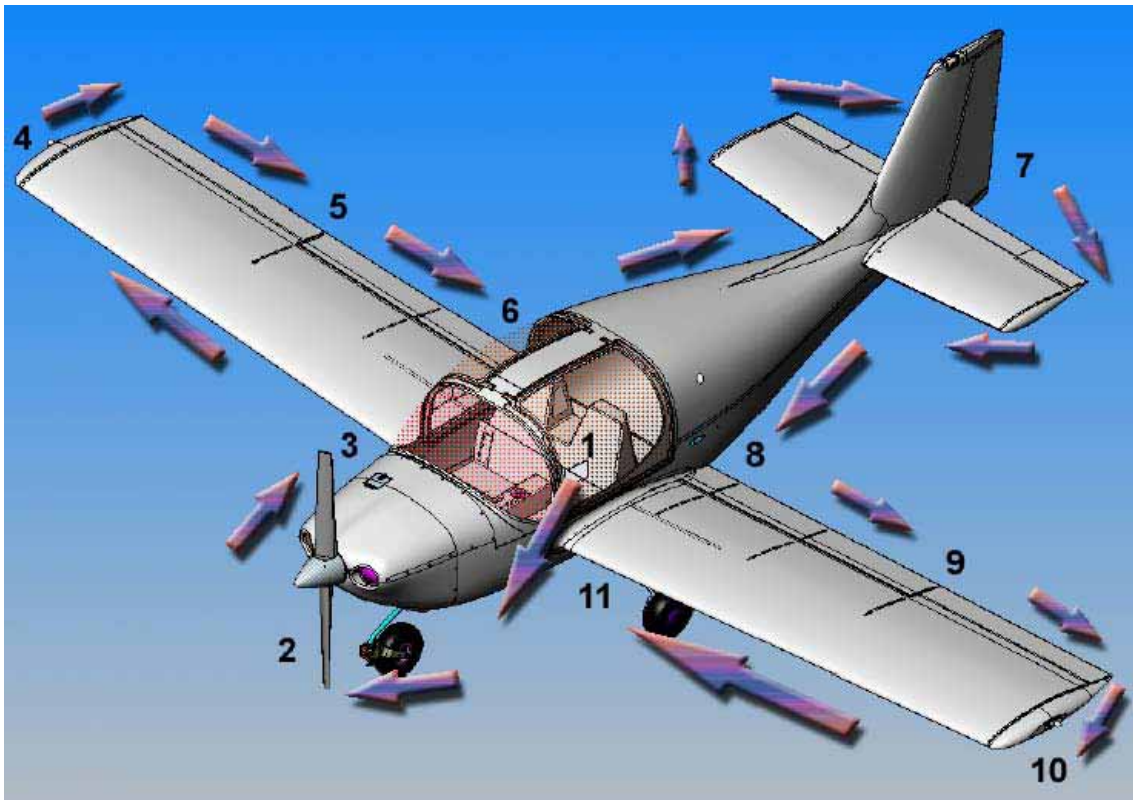


図7-1　周回順序

注　意

操縦室の乗降時、フラップに乗ってはならない。

1. 操縦室

a. シートベルト ····· 操縦桿へ固定している場合には解除する
b. 飛行規程 ····· 搭載していること
c. 機体関連書類 ····· 必要に応じて搭載する
d. 重量重心 ····· チェックする
e. イグニッション・スイッチ ····· OFF
f. FADEC A、及びB PWRスイッチ ····· OFF
g. アビオニクス・マスター・スイッチ ····· OFF
h. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ····· OFF (センター位置)
i. バッテリー・マスター・スイッチ ····· ON
j. 燃料油量計 ····· チェックする(燃料量が飛行に十分か)
k. 電圧計 ····· チェックする（最低11.4V）
l. アナンシエータ・テスト・スイッチ ····· 押す (アナンシエータON確認)
m. ピトー・ヒート・スイッチ ····· ON
n. フラップ ····· フル・ダウン（30°）に下げる
o. トリム ····· セットする（ミドル・レンジ）
p. 燃料セレクタ・バルブ ····· ON (ディテント装置が確実にONであること)
q. ライト ····· 点灯するかチェックする
r. ピトー・ブレード ····· 暖まるかチェックする
s. ストール・ワーニング・ベーン ····· 引上げる(警報音をチェック)
t. ピトー・ヒート・スイッチ ····· OFF
u. バッテリー・マスター・スイッチ ····· OFF
v. 消火器 ····· 使用可能な状態か点検する
w. エマージェンシィ・セーフティ・ハンマー ····· 使用可能な状態か点検する

警　告

プロペラに近づくか、若しくは手廻しをする場合には、マスター・スイッチ、FADEC PWR A、及びB スイッチ、並びにイグニッション・スイッチがOFFであることを確認する。いくつかの、若しくは全てのスイッチがONの場合には、プロペラを手廻しすると発動機が始動する。

2. カウリング、発動機、プロペラ

a. 上面、及び下面カウリング・ファスナー ····· 締っていること
b. プロペラ ····· 状態が良好で取付けが確実なこと
c. スピンナー ····· 状態が良好で取付けが確実なこと
d. ランディング・ライト ····· 状態が良好で取付けが確実なこと

e. ノーズ･ランディング･ギア･レグ ･･･････････････状態が良好なこと
f. ノーズ･ホイール・ステアリング・ベアリング････取付けが確実なこと
g. ノーズ･ホイール・タイヤ ･･･････････ 状態が良好で膨らみが適切なこと
h. 発動機ドレイン、及びブリーザ ･･･････････････漏れの無いこと
i. 発動機エア･フィルター ･･･････････････状態が良好なこと
j. カウリング右/左エア･インテーク ･･･････閉塞物のないこと
k. オルタネータ・ベルト ･･･････ 状態が良好でテンションが確実なこと
l. 発動機オイル ･･･････････････油量を点検（最低 5QTS）
m. オイル・フィラー・キャップ ･･･････････締りが確実なこと
n. オイル･ドア ･･･････････････閉めて確実に締まること
o. 排気管 ･･･････････････ 状態が良好で取付けが確実なこと
p. ウィンドシールド ･･･････････････状態が良好で汚れのないこと

3.　胴体前方、右側

a. 右キャビン･エア･インテーク ･･･････････閉塞物のないこと
b. 前方胴体 ･･･････････････状態が良好で損傷のないこと
c. 右キャビン･ドア、ウィンドウ、ベント･ウィンドウ ･･･････状態が良好なこと
d. 右ドア･ガス･スプリング、前方･･･････ 状態が良好で取付けが確実なこと
e. 右ドア･シール、ラッチ･プレート、前方･･･････････状態を点検する
f. 胴体下部フェアリング ･･･････････ファスナーが締っていること
g. 右メイン･ランディング･ギア･レグ ･･･････状態が良好なこと
h. ブレーキ ･･･････････････状態が良好で漏れが無いこと
i. タイヤ ･･･････････････ 状態が良好で膨らみが適切なこと
j. チョーク ･･･････････････外す

4.　右翼、前縁

a. 主翼/胴体フェアリング ･･･････････････状態が良好なこと
b. 前縁、右翼 ･･･････････････状態が良好なこと
c. ストール･ストリップ ･･･････････････取付けが確実なこと
d. 右翼（上側、及び下側） ･･･････････････状態が良好なこと
e. インスペクション･アクセス･パネル（下面） ･･･････ファスナーが締っていること
f. タイ-ダウン・ロープ ･･･････････････外す
g. 右翼端 ･･･････････････状態が良好で取付けが確実なこと
h. ストロボ、ポジション/ナビゲーション･ライト、及びレンズ ････状態が良好で取付けが確実なこと

5．右翼、後縁

a．エルロン ····· 状態が良好で、拘束がなく正確に動くこと
b．エルロン・ヒンジ (2)·····状態が良好で取付けが確実なこと
（両端のヒンジ・ピンの取付けが確実なこと）
c．エルロン・マス・バランス・ウェイト ···妨げなく取付けが確実なこと
d．エルロン・プッシュロッド ····· ジャムナットの取付けが確実なこと
e．フラップ ····· 状態が良好なこと
f．フラップ・スロット ····· 閉塞物のないこと
g．フラップ・ヒンジ (3) ·····状態が良好で取付けが確実なこと
（コッター・ピンが装着されていること）

6．後方胴体、右側

a．胴体下部フェアリング·····ファスナーが締っていること
b．マーカー・ビーコン・アンテナ（下面） ····· 状態が良好で取付けが確実なこと
c．右ドア･ガス･スプリング、後方·····状態が良好で取付けが確実なこと
d．右ドア･シール、ラッチ･プレート、後方 ····· 状態を点検する
e．後方胴体 ····· 状態が良好で損傷のないこと
f．胴体アンテナ・マウント（上面） ·····状態が良好で取付けが確実なこと

7．尾翼

a．右スタビレータ･ピン、ナット、及びコッター･ピン····· 取付けが確実なこと
b．右スタビレータ ····· 状態が良好で、拘束がなく正確に動くこと
c．右トリム・タブ ····· 状態が良好で、拘束がなく正確に動くこと
（両端のヒンジ・ピンの取付けが確実なこと）
d．垂直尾翼 ····· 状態が良好なこと
e．ラダー・ガスト・ロック ····· 外す
f．ラダー ····· 状態が良好で、拘束がなく正確に動くこと
g．ラダー・トリム・タブ（装備時） ·····状態が良好で取付けが確実なこと
h．ラダー・ヒンジ、及びピン ·····状態が良好で取付けが確実なこと
（両端のヒンジ・ピンの取付けが確実なこと）
i．タイ-ダウン・ロープ ····· 外す
j．左トリム・タブ ····· 状態が良好で、拘束がなく正確に動くこと
（両端のヒンジ・ピンの取付けが確実なこと）

k. 左スタビレータ ‥‥‥‥‥ 状態が良好で、拘束がなく正確に動くこと
l. 左スタビレータ・ピン、ナット、及びコッター・ピン‥‥ 取付けが確実なこと

注　記

スタビレータ・トリム・タブはスタビレータの後縁と同じ方向に動き（後縁が上がれば上に、後縁が下がれば下に）、スタビレータが中立位置の時に後縁で一致する。

8. 後方胴体、左側

a. 後方胴体 ‥‥‥‥‥

10. 左翼、前縁

a. 前縁、右翼 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・状態が良好なこと
b. 左翼（上面、及び下面）・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・状態が良好なこと
c. ピトー/スタティック・ブレード ・・・・・・状態が良好で、開口部に閉塞物のないこと
d. インスペクション・アクセス・パネル（下面）・・・・・・・・・・ファスナーが締っていること
e. タイ-ダウン・ロープ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・外す
f. ストール・ワーニング・ベーン・・・・・・・・・・状態が良好で取付けが確実なこと
g. ストール・ストリップ・・・・・・・・・・・・・・・・・・取付けが確実なこと
h. 主翼/胴体フェアリング・・・・・・・・・・・・・・・・・・・状態が良好なこと

11. 胴体前方、左側

a. 左メイン・ランディング・ギア・レグ・・・・・・・・状態が良好なこと
b. ブレーキ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・状態が良好で漏れが無いこと
c. タイヤ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・状態が良好で膨らみが適切なこと
d. チョーク・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・外す
e. 胴体下部フェアリング・・・・・・・・・・・・・・ファスナーが締っていること
f. 燃料タンク・サンプ・・・・・・・・・・・・・サンプル採取、汚染物有無の点検
g. 燃料ストレーナー・・・・・・・・・・・・・・・サンプル採取、汚染物有無の点検
h. 左キャビン・エア・インテーク・・・・・・・・・・・・・閉塞物のないこと
i. 左キャビン・ドア、ウィンドウ、ベント・ウィンドウ ・・・・・・状態が良好なこと
j. 左ドア・ガス・スプリング、前方・・・・・・・・状態が良好で取付けが確実なこと
k. 左ドア・シール、ラッチ・プレート、前方 ・・・・・・・・・・・状態を点検する

発動機始動前

注　意

アビオニクスへの損傷を防ぐためには、発動機の始動時にアビオニクス・マスター・スイッチをOFFにすること。

1. 飛行前点検 ･･･････････････････････････････････････完了
2. パッセンジャー・ブリーフィング･･･････････････････････完了
3. シート・クッション ･･･････取付けて視界に合せて調整する
（第7章-航空機とシステムの概要を参照）

注　記

操縦桿の動きを妨げないようにクッションを置くこと。

4. シートベルト、及びハーネス ･･･ 調整し、確実に取付けること
5. ラダー・ペダル ･･･････････････････必要に応じて調整する
6. ドア ･･･････････････････････････････必要に応じて開閉
7. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ･･･････････････OFF
8. ブレーキ ･･･････ テストして、パーキング・ブレーキをセットする
9. 燃料セレクタ・バルブ ･･･････････････ONをチェック
10. サーキット・ブレーカ ･･･････････････INをチェック
11. アビオニクス・マスター・スイッチ ･･･････････････OFF
12. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････OFF
13. その他全ての電気スイッチ ･･･････････････････OFF

注　記

無風時での発動機始動、若しくは低速での地上滑走の場合には、左側のドアを開けてもよい。強風、若しくは高速での地上滑走の場合には、ドアを閉めること。

発動機始動

航空機が-7℃/20℉ 以下の環境に2時間以上置かれた場合には、予熱が必要である。発動機が始動しない場合には、再始動までに少なくとも2分間スタータを冷却すること。

警　告

以下の操作手順を遂行中にHSA内の警報灯が点灯した場合には、離陸をしてはならない。離陸を中止し、直ちに点検整備を行うこと。不具合が直るまで飛行してはならない。

1. ブレーキ ····· パーキング・ブレーキのセットを確認する
2. 燃料セレクタ・バルブ ····· ONを確認する
3. マスター（バッテリー、及びオルタネータ）スイッチ ····· ON
4. FADEC PWR A、及びBスイッチ ····· ON

注　記

FADEC PWR A、及びBスイッチは“レバー・ロック”式である。スイッチを動かす場合には、計器板からスイッチ・ハンドルを僅かに引き上げること。

5. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ····· ON
6. 燃料ブースト・ポンプ ····· 作動音を確認する
7. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ····· AUTO位置
8. 燃料ブースト・ポンプ ····· 作動音を聴き、不作動を確認する
9. HSA FUEL PMP注意灯 ····· OFFをチェック(注記参照)

注　記

燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチがAUTO位置の場合には、発動機始動後も発動機の燃料圧力が適切なレベルに達し、FADECシステムにより自動的に停止するまでは、FUEL PMP注意灯が点灯しており、燃料ブースト・ポンプも作動を続ける。

10. スロットル ····· 最前方
11. WOT指示灯 ····· ONをチェックする
12. スロットル ····· IDLEより前方1/2インチ

13. WOT指示灯 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・OFFをチェックする
14. プロペラ・エリア ・・・・・・・・・・・・・・・・障害物がないことを確認する

注　記

次の操作手順を遂行中、燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチがAUTO位置の場合には、イグニッション・スイッチをL、若しくはBOTH位置にした場合、FADECシステムによって燃料ブースト・ポンプは自動的に作動する。

15. イグニッション・スイッチ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・R（右）
16. 燃料ブースト・ポンプ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・不作動を確認する
17. イグニッション・スイッチ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・L（左）
18. 燃料ブースト・ポンプ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・作動音を確認する
19. イグニッション・スイッチ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・BOTH
20. 燃料ブースト・ポンプ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・作動音を確認する

注　記

燃料噴射装置の配管内の空気を抜くためには、燃料ブースト・ポンプを少なくとも5秒間は作動させること。

21. イグニッション・スイッチ ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・START
（最大で10秒、発動機始動後に放す）
22. STARTER ENGAGED指示灯 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・消灯
23. スロットル ・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 絞って1000-1200 RPMにセットする
24. 滑油圧力 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 上昇を確認する（最大30秒以内）
25. 発動機計器 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・チェックし監視する
26. 電圧計 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・チェックする（最低12V）
27. HSAテスト・ボタン ・・・・・・・・・・・・・押して、全ランプの点灯をチェックする
28. HSAテスト・ボタン ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 放す
29. HSA ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 全警報灯の消灯をチェックする(注記参照)

注　記

航空機を長期間使用してない場合には、発動機始動前にHSA PPWR FL警報灯、及び/若しくはEBAT FL注意灯が点灯し、発動機始動後の数分間は点灯を続ける。

地上滑走前

1. HSA ····· 全警報灯の消灯をチェックする
2. アビオニクス・マスター・スイッチ ····· ON
3. ラジオ/アビオニクス ····· 必要に応じて使用する
4. ライト ····· 必要に応じて点灯する
5. エア･ベント ····· 必要に応じて開閉する
6. フラップ ····· UP (0°)

地 上 滑 走

地上滑走する場合には、ブレーキを使用して方向性をコントロールする。
強風時の場合には、補助的にラダーを使用すること。

注　記

地上滑走の場合には、フィンガー・ブレーキ、及びスロットル・コントロール付近に手を添えておくこと。
地上滑走速度は最小（歩行速度程度）に抑えること。

1. パーキング・ブレーキ ····· 放す
2. ブレーキ ····· テストする
3. 地上滑走 ····· 低速にて
4. 定針儀、及び旋回計 ····· チェックする
5. フライト・コントロール ····· 横風に対処する

発動機試運転

警　告

FADECプライマリー(PWR A)、及びセカンダリー(PWR B)パワーのトランスファー点検時に、回転速度の減速、若しくは発動機サージが発生した場合には、離陸をしてはならない。離陸を中止して、直ちに点検整備を行うこと。不具合が直るまで飛行してはならない。

1. 風に正対 ····· 後方がクリアなこと
2. パーキング・ブレーキ ····· セットする、機体が動かないことを確認する
3. キャノピー･ドア（前方ピン、後方ピン） ····· 取付けが確実なこと

注　記

左右両ドアの後方部を押して、ドアの締まりを確認する。

4. 滑油圧力/滑油温度 ····· 限界値内であることをチェックする
5. スロットル ····· 約1700 RPM
6. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ····· OFF
7. HSA FUEL PMP注意灯 ····· ONをチェックする
8. 燃料圧力 ····· 限界値内であることをチェックする
9. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ····· AUTO
10. HSA FUEL PMP注意灯 ····· OFFをチェックする
11. FADEC PWR A スイッチ ····· OFF
12. 発動機 ····· チェックする、回転速度の低下又はサージが無いこと
13. HSA PPWR FL警報灯(EBAT FL注意灯点灯) ····· ONをチェック
14. FADEC B PWR スイッチ ····· ON
15. HSA ····· 全警報灯の消灯をチェックする
16. FADEC B PWR スイッチ ····· OFF
17. 発動機 ····· チェックする、回転速度の低下又はサージが無いこと
18. HSA EBAT FL注意灯 ····· ONをチェックする
19. FADEC B PWR スイッチ ····· ON
20. HSA ····· 全警報灯の消灯をチェックする
21. イグニッション・スイッチ ····· R（右）位置
22. RPMドロップ ····· 最小10 RPM, 最大150 RPM

23. HSA ･･･････････････････････････FADEC 警報灯の点灯をチェックする
24. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････････････････････BOTH
25. HSA ･･･････････････････････････全警報灯の消灯をチェックする
26. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････････L（左）位置
27. RPMドロップ ･･･････････････････････最小10 RPM, 最大150 RPM
28. HSA ･･･････････････････････FADEC警報灯の点灯をチェックする
29. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････････････････････BOTH
30. HSA ･･･････････････････････全警報灯の消灯をチェックする

注　記

イグニッション・スイッチを30秒以上、R 、若しくはL位置に維持した場合には、赤色のFADEC WARN警報灯が点灯する。これは故障を意味するものではなく、離陸の前にイグニッション･スイッチをBOTH位置に戻すことをうながすための警報である。

31. 発動機計器/電流計 ･･･････････････ 再びチェックして監視する
32. オルタネート･インダクション･エア・ノブ･･････････････ ノブを引いてON
33. オルタネート･インダクション･エア・ノブ･･････････････ ノブを押してOFF
34. スロットル ･･･IDLE

離　陸　前

警　告

全ての操作手順が完了した後にHSA内の警報灯が点灯した場合には、離陸をしてはならない。離陸を中止して、直ちに点検整備を行うこと。不具合が直るまで飛行してはならない。

寒冷時に使用する場合には、離陸前に発動機を十分に暖気すること。離陸時の最低滑油温度は75℉ である。

1. フライト･コントロール ･･･････････････ 拘束がなく正確に動くこと
2. ライト ･･･････････････････････････必要に応じて点灯する
3. イグニッション・スイッチ ･･･････････････････BOTHを確認
4. フライト、及び発動機計器 ･････････セットし、チェックする
5. フラップ ･･･････････････････････････････････20°
6. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ･･･････AUTOを確認

注　記

通常の場合には、燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチはAUTO位置にしておくこと。

7. トリム ･･･････････････････ TAKEOFF FLAP位置にセットする
8. 燃料セレクタ･バルブ ･･･････････････････ONを確認
9. ラジオ/アビオニクス ･･･････････････････セットする
10. トランスポンダ ･･･････････････････････ALT
11. キャノピー・ドア（前方ピン、後方ピン） ･･･････確実に閉まること

注　記

左右両ドアの後方部を押して、ドアの締まりを確認する。

12. シートベルト、及びハーネス ･･･････取付けが確実なこと
13. パーキング・ブレーキ・レバー ･･･････････････OFF
14. ブレーキ ･･･････････････････････････放す

離　　陸

出力の点検：離陸滑走中にフル･スロットルでの発動機性能を素早く点検する。発動機回転速度が約2400 RPMで全ての発動機計器が緑色範囲内にあること。発動機の不調、加速の不調、若しくは不具合を感じた場合には、離陸をしてはならない。

フラップ・セッティング：離陸時のフラップ･セッティングは20°のみが認められている。離陸データにはフラップ20°のみが記載されている。

軟地、若しくは荒地から離陸する場合には、出来るだけ速やかに機体を浮かすこと。砂利、若しくはその他の不整地から離陸する場合には、プロペラで砂利の破片を巻き上げるよりも、後方に吹き飛ばす様にスロットルをゆっくりと加速すること。

通 常 離 陸

1. 定針儀 ･･･････････････････････････滑走路の離陸方位を確認する
2. スロットル ･･･････････････････････････････････････最前方
3. WOT指示灯 ･･･････････････････････････････ONをチェックする
4. 発動機計器 ･･･････････････････････････････チェックする
5. ブレーキ ･･･････････････････放す（ラダーのみで操舵する）
6. エレベータ・コントロール ･･･････････ ノーズ･ホイールを浮かす(55 KIASにて)
7. 離陸安全速度 ･･･････････････････到達(65 KIAS、若しくはそれ以上)
8. フラップ ･･･････････････････UP（安全高度、及び対気速度にて）
9. 上昇速度 ･･･････････････････････････80-85 KIASに加速する

軟地/荒地での離陸

1. 定針儀 ･･･････････････････滑走路の離陸方位を確認する
2. スロットル ･･･････････････････････････最前方
3. WOT指示灯 ･･･････････････････ONをチェックする
4. 操舵 ･･･････････････････ラダーを使用する
5. エレベータ・コントロール･･･････････手前一杯に引き維持する
6. 機体が離陸したら ･･･････････ピッチ姿勢を減じる
   65 KIASに加速する
7. 上昇速度 ･･･････････････65 KIAS（障害物が無くなるまで)
8. フラップ ･･･････････････UP（安全高度、及び対気速度にて）
9. 上昇速度 ･･･････････････80-85 KIASに加速する

上　　昇

通常上昇の場合には、最良上昇率速度より5-10 knot早い速度にて、フル･パワーとフラップ・アップ(0°)を使用する。

1. スロットル ･･･････････････････････････････････････最前方
2. WOT指示灯 ･･･････････････････････････ONをチェックする
3. 対気速度 ･･･････････････････････････････････80-85 KIAS

巡　　航

注　意

決してフル･スロットル(WOT指示灯の点灯)で巡航してはならない。これは燃料消費率、及び航続距離の低下を防ぐためである。

1. 対気速度 ･･･････････････････ 巡航速度に達するまで出力を維持する
2. 出力 ･･･････････････････････････巡航出力にセットする
3. エレベータ･トリム ･･･････････････････必要に応じて調整する
4. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ ･･･････AUTOをチェックする
5. 発動機計器、及びHSA ･･･････････････頻繁にチェックすること

注　記

最良の燃料消費率を得るためには、巡航出力に設定してから、少なくとも約5分間はスロットルの設定を変更しないことである。

降　　下

1. 出力 ･･･････････････････････････必要に応じて調整する
2. エレベータ･トリム ･･･････････････････必要に応じて調整する
3. 発動機計器、及びHSA ･･･････････････頻繁にチェックすること

着　陸　前

1. 燃料油量 ‥‥‥

着　　陸

最終進入速度は、フラップ・セッティングによる失速速度が基本となるが、トラフィックの状況、滑走路の長さ、及びガスト･ファクタなどの影響を受ける。

着陸進入では、スロットルをスムーズに減少させ、最少の速度でメイン・ホイールから接地させる。ノーズ･アップを保つようにバック・プレッシャーを維持すれば、エアロダイナミック・ブレーキの効果を受けて、タイヤ、及びブレーキの磨耗を減少できる。姿勢が安定した後、ゆっくりと機首を下げ、ブレーキを必要最小限に使用する。地上滑走のために、ブレーキ使用の準備をすること。

通 常 着 陸

1. 対気速度 ･･･････････････････････75-80 KIAS(フラップUP)
2. フラップ ･･･････････････ 希望に応じて（80KIAS、若しくはそれ以下）
3. 対気速度 ･･･････････････････････70-75 KIAS(フラップ20°)
4. 対気速度 ･･･････････････････････65-70 KIAS(フラップ30°)
5. 接地 ･･･････････････････････最初にメイン･ホイールから接地する
6. エレベータ･コントロール ･･･････････････････ ゆっくり機首を下げること
7. ブレーキ ･･･････････････････････必要最小限に使用する

短距離着陸

1. フラップ ･･･30°
2. 対気速度 ･･･････････････････ 最終着陸まで 65 KIAS
3. 出力 ･･･････････････････････････ IDLE (障害物を越えた後)
4. 接地 ･･･････････････････････最初にメイン･ホイールから接地する
5. エレベータ･コントロール ･･･････････････････ ゆっくり機首を下げること
6. ブレーキ ･･･････････････････････････最大で使用する

軟地/荒地での着陸

1. フラップ・・・

着陸復行

1. スロットル ·····FULL OPEN
2. WOT指示灯 ·····ONをチェックする
3. 対気速度 ····· 65 KIAS
4. フラップ ·····ゆっくりと上げること
5. 最良上昇角速度 ·····安定させる(70 KIAS)
6. 上昇速度（安全高度まで） ·····80-85 KIASに加速

着陸後

1. フラップ ·····上げる（滑走路を出た後）
2. スロットル ·····地上滑走するのに必要に応じて発動機を停止する前には、最低3分間アイドル近くにする（低速地上滑走は発動機・アイドル操作と考えられる）
3. ストロボ・ライト（アンチ-コリジョン）/ナビゲーション・ライト ·····OFF
4. ランディング・ライト ·····必要に応じて点灯する

注　記

地上滑走の場合には、フィンガー・ブレーキ、及びスロットル・コントロール付近に手を添えておくこと。
地上滑走速度は最小（歩行速度程度）に抑えること。

停　　止

警　告

飛行後にHSA内の警報灯が点灯した場合、若しくは燃料ブースト・モード･スイッチをOFFにすると発動機回転速度が減速する場合には、直ちに点検整備を行うこと。不具合が直るまで飛行してはならない。

1. HSA‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥全警報灯の消灯をチェックする
2. 燃料ブースト・ポンプ・モード・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
3. アビオニクス・マスター・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
4. イグニッション・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
5. FADEC PWR A、及びBスイッチ ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
6. 全ての電気スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
7. 全てのライト・スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
8. マスター･スイッチ‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFF
9. 航空機用救命無線機（ELT）‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥‥OFFをチェックする

注　意

発動機停止後に、セカンダリー・パワー（PWR B）スイッチがON位置にある場合には、航空機のバックアップ（セカンダリー）・バッテリーが放電し、バッテリーの充電容量が減少してしまう。発動機停止後には、必ずプライマリー（PWR A)、及びセカンダリー（PWR B）スイッチがOFFであることを確認する。

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

繋　　留

1. ホイール ･･･････････････････････････チョークを入れること
2. 操縦桿 ･･･････････････････････････ シートベルトにて固定すること
3. ピトー･カバー ･･･････････････････ ON（必要に応じてカバーをする）
4. ラダー･ガスト･ロック ･･･････････ ON（必要に応じてロックをする）
5. 翼、及び尾部 ･･･････････････････････････････タイ-ダウン
6. ドア ･･･････････････････････････閉めて鍵を掛けること

第 5 章

航空機の性能

目　　次

序　　文……5－3
対気速度の較正……5－4
　ノーマル・スタティック・ソース……5－4
　オルタネート・スタティック・ソース……5－5
横風成分グラフ……5－6
失 速 速 度……5－7
温度換算表……5－8
離 陸 距 離……5－9
離陸上昇率……5－10a
離陸上昇勾配……5－10b
最大上昇率……5－11
最大上昇勾配……5－12
着陸復行上昇率……5－13a
着陸復行上昇勾配……5－14a
着 陸 距 離……5－15
最良滑空速度、及び距離……5－17
騒音に関する事項……5－18a

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 5 章

航空機の性能

序　　文

この章には飛行試験で得られた航空機の性能について記載している。

この章に記載している性能に関する情報は、飛行試験から得られた結果に基づいている。特別な操縦技量を用いずにこれらの記載された性能を得ることができる。飛行試験で得られたデータは、新しい機体、及び発動機に、無線機器、及びアンテナを含む任意装備品を装備して得たものである。

これらデータはホイール・フェアリングの装備の有無にかかわらず適用される。

注　意

これらの性能を得るためには性能図、及び/若しくは性能表に表示されている全ての条件に従うこと。

対気速度の較正

ノーマル・スタティック・ソース

状態：

出力 ·····水平飛行
重量 ·····1,653 lbs(479kg)

注記：

・指示対気速度値には、計器誤差は含まれない。

KIAS	KCAS		
	Flaps		
	0°	20°	30°
40	-	-	44
50	54	54	54
60	64	63	63
70	73	72	72
80	83	81	81
90	92	-	-
100	101	-	-
110	110	-	-
120	120	-	-
130	129	-	-
140	138	-	-
150	146	-	-
160	155	-	-

対気速度の較正

オルタネート・スタティック・ソース

状態：

出力 ····· 水平飛行
重量 ····· 1,653 lbs(749kg)
ベント ····· 開

注記：

・　指示対気速度値には、計器誤差は含まれない。

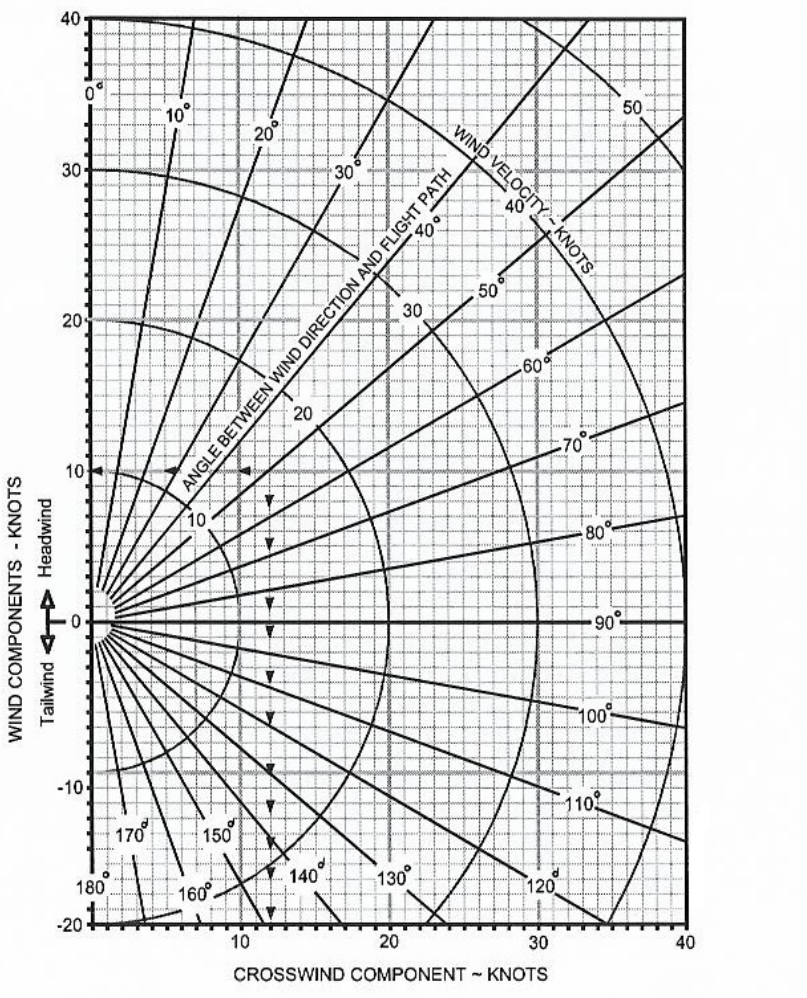
KIAS	KCAS		
	Flaps		
	0°	20°	30°
40	-	-	39
50	49	49	49
60	58	60	60
70	68	70	70
80	77	79	79
90	86	-	-
100	95	-	-
110	104	-	-
120	113	-	-
130	122	-	-
140	130	-	-
150	138	-	-
160	147	-	-

横風成分グラフ

方向：グラフ左側で風速値を読み、滑走路方向、及び風向きの角度差を表す対角線との交点を結び、その交点から垂直に下がって、横軸の横風成分値を読み取る。

注記：

・実証された横風速度の最大値は15 knotである。
・実証された横風成分は、飛行試験で得られた最大横風速度に基づいた速度であり、横風の限界速度を表すものではないではない。



失 速 速 度

状態：

重量・・1,653 lbs(749kg)
C.G・・最大重量で最前方位置
出力・・IDLE
旋回角度・・下表を参照

Weight LBS	Bank Angle (Deg)	STALL SPEEDS					
		Flaps 0 ° Full Up		Flaps 20 °		Flaps 30 ° Full Down	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
1653	0	51	55	43	47	41	45
	15	52	56	44	48	42	46
	30	55	59	47	51	44	48
	45	61	65	53	56	50	54
	60	75	78	64	66	62	64

温度換算表

下記のグラフは飛行高度別に対応する標準温度を記載している。表の気温軸には摂氏、及び華氏温度の換算値を記載している。

表左側の高度を選択し、必要な気温軸まで横に進み、選択した高度での気温を華氏、若しくは摂氏で読取る。

Press Alt	ISA -20°C		ISA -10°C		ISA		ISA + 10°C		ISA + 30°C	
FT	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F
SL	-5	23	5	41	15	59	25	77	45	113
1000	-7	19	3	37	13	55	23	73	43	109
2000	-9	16	1	34	11	52	21	70	41	106
3000	-11	12	-1	30	9	48	19	66	39	102
4000	-13	9	-3	27	7	45	17	63	37	99
5000	-15	5	-5	23	5	41	15	59	35	95
6000	-17	1	-7	19	3	37	13	55	33	91
7000	-19	-2	-9	16	1	34	11	52	31	88
8000	-21	-6	-11	12	-1	30	9	48	29	84
9000	-23	-9	-13	9	-3	27	7	45	27	81
10000	-25	-13	-15	5	-5	23	5	41	25	77
11000	-27	-17	-17	1	-7	19	3	37	23	73
12000	-29	-20	-19	-2	-9	16	1	34	21	70
13000	-31	-24	-21	-6	-11	12	-1	30	19	66
14000	-33	-27	-23	-9	-13	9	-3	27	17	63

離 陸 距 離

飛行計画の作成は、離陸をする際の滑走路の長さが、最大重量、気圧高度、及び外気温度を十分に満たすかの確認から始める。下記の注記に記載された修正要件を使用して、向かい風、若しくは追い風成分、及び外気温度による誤差を修正する。通常の離陸では、最良上昇率速度までの加速を前提とする。

状態：

風 ····· 無風
滑走路 ····· 乾燥、水平、舗装
重量 ····· 1,653 lbs(749kg)
フラップ ····· 20°
引起し速度 ····· 55 KIAS
離陸後上空50 ftでの速度 ····· 65 KIAS
出力 ····· フル・スロットル（WOT指示灯がON）
ブレーキを放す前にセットする

注記：

- CHTが420℉、若しくはそれ以上の場合には、離陸距離が15%増加する。
- 安全上、実際より高い気圧高度、若しくは外気温度での離陸距離を使用する。例えば気圧高度475 ft、外気温度4℃の場合には、気圧高度1000 ft、外気温度10℃での離陸距離を使用する。
- 向かい風成分が12 knot増す毎に、離陸距離が10%減少する。追い風で運用する場合には、追い風成分が10 knotを超えて、2 knot増す毎に離陸距離が10%増加する。
- 乾いた草地の滑走路では、“Gnd roll”距離が15%増加する。
- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表の中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大限の注意を払うこと。
- 表のデータは実際の飛行試験によるもので、気温がISA +30℃以上、若しくはISA -20℃以下での気圧高度のデータは記載していない。

離陸距離

ローテーション速度: 55 KIAS　フラップ 20°　50 ft越え速度: 65 KIAS

Press Alt	Distance	Temperature - ℃					
FT	FT	0	10	20	30	40	ISA
SL	Gnd roll	704	781	864	953	1047	822
	Over 50FT	1284	1423	1571	1729	1897	1496
1000	Gnd roll	770	855	945	1042	1145	881
	Over 50FT	1399	1551	1713	1885	2068	1598
2000	Gnd roll	838	930	1029	1134	1246	940
	Over 50FT	1519	1684	1859	2046	2245	1701
3000	Gnd roll	918	1019	1127	1243		1009
	Over 50FT	1659	1838	2030	2234		1820
4000	Gnd roll	1002	1112	1229	1355		1078
	Over 50FT	1803	1998	2207	2428		1939
5000	Gnd roll	1098	1219	1348	1486		1158
	Over 50FT	1971	2184	2412	2654		2076
6000	Gnd roll	1199	1331	1472	1622		1238
	Over 50FT	2144	2376	2624	2888		2212
7000	Gnd roll	1345	1493	1651	1820		1360
	Over 50FT	2397	2657	2934	3228		2422
8000	Gnd roll	1497	1662	1838			1481
	Over 50FT	2659	2947	3255			2632
9000	Gnd roll	1680	1865	2063			1627
	Over 50FT	2974	3296	3640			2882
10000	Gnd roll	1871	2077	2296			1773
	Over 50FT	3301	3659	4040			3132

離陸上昇率

状態：

重量 ····· 1,653 lbs(749kg)
フラップ ····· 20°
出力 ····· フル・スロットル（WOT指示灯がON）
指示対気速度 ····· 65 KIAS(V_Y)

注記：

- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大の注意を払うこと。
- 上昇率が100 ft/min 未満のデータは記載してない。
- 実際の飛行試験により得られたデータで、外気温度がISA +30℃以上、若しくはISA-20℃以下での気圧高度のデータは記載してない。

Press Alt	Takeoff Rate of Climb FT/MIN Temperature °C					
FT	-20	-10	ISA	10	20	30
SL	601.5	580.7	560.7	541.6	523.3	505.6
2000	502.3	481.5	461.6	422.6	424.3	406.8
4000	403.2	382.4	362.6	343.6	325.4	308
6000	304.6	283.5	263.8	244.8	226.7	209.4
8000	205.4	184.7	165	146.2	128.1	110.9
10000	106.7					
12000						

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

離陸上昇勾配

状態：

重量 ・・1,653lbs(749kg)
フラップ ・・20°
出力 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・フル・スロットル（WOT指示灯がON)
指示対気速度 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・65 KIAS(Vy)

注記：

- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大の注意を払うこと。
- 上昇率が100 ft/min 未満のデータは記載してない。
- 実際の飛行試験により得られたデータで、外気温度がISA +30℃以上、若しくはISA-20℃以下での気圧高度のデータは記載してない。

Press Alt	Takeoff Climb Gradient %					
	Temperature °C					
FT	-20	-10	ISA	10	20	30
SL	8.74	8.58	8.43	8.28	8.15	8.02
2000	7.12	6.98	6.86	6.74	6.63	6.52
4000	5.54	5.43	5.33	5.24	5.15	5.07
6000	4.06	3.98	3.91	3.84	3.77	3.71
8000	2.62	2.57	2.53	2.48	2.44	2.40
10000						
12000						

最大上昇率

状態：

重量 ····· 1,653 lbs(749kg)
フラップ ····· フル・アップ（0°）
出力 ····· フル・スロットル（WOT指示灯がON）
指示対気速度 ····· 80 KIAS（V_Y）

注記：

- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表の中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大限の注意を払うこと。
- 上昇率が100 ft/min 未満のデータは記載してない。
- 表のデータは実際の飛行試験によるもので、気温がISA +30℃以上、若しくはISA -20℃以下での気圧高度のデータは記載していない。

Press Alt	Maximum Rate of Climb FT/MIN				
	Temperature ℃				
FT	-20	0	20	40	ISA
SL	753	712	672	636	682
1000	701	659	620	584	633
2000	648	606	567	532	584
3000	594	553	514		535
4000	541	500	462		486
5000	488	447	410		436
6000	436	395	358		389
7000	383	342	306		340
8000	330	290	254		292
9000	277	238	202		243
10000	224	185	150		195
11000	171	133			146
12000	119				

最大上昇勾配

状態：

重量 ·····1,653 lbs(749kg)
フラップ ·····フル・アップ（0°）
出力 ·····フル・スロットル（WOT指示灯がON）
指示対気速度 ·····80 KIAS（V_Y）

注記：

- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表の中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大限の注意を払うこと。
- 上昇率が100 ft/min 未満のデータは記載してない。
- 表のデータは実際の飛行試験によるもので、気温がISA +30℃以上、若しくはISA -20℃以下での気圧高度のデータは記載していない。

Press Alt	Maximum Climb Gradient FT/NM				
	Temperature ℃				
FT	-20	0	20	40	ISA
SL	603	549	500	457	512
1000	551	499	453	412	468
2000	500	450	406	368	425
3000	450	403	362		384
4000	401	357	319		343
5000	356	314	278		304
6000	311	272	237		266
7000	269	232	200		230
8000	227	192	162		194
9000	187	155	127		160
10000	148	118			125
11000	112				

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

着陸復行上昇率

状態：

重量 ·····1,653 lbs(749kg)
フラップ ·····30°
出力 ·····フル・スロットル（WOT指示灯ON）
指示対気速度 ····· 65 KIAS

注記：

- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表の中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大限の注意を払うこと。
- 上昇率が100 ft/min 未満のデータは記載してない。
- 表のデータは実際の飛行試験によるもので、気温がISA +30℃以上、若しくはISA -20℃以下での気圧高度のデータは記載していない。

Press Alt	Balked Landing Rate of Climb FT/MIN					
	Temperature °C					
FT	-20	-10	ISA	10	20	30
SL	477.8	458.8	440.6	423.2	406.4	390.4
2000	387.4	368.4	350.2	332.9	316.2	300.2
4000	297	278	259.9	242.6	226	210.1
6000	206.7	187.9	169.8	152.6	136.1	120.2
8000	116.6					
10000						
12000,						

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

着陸復行上昇勾配

状態：

重量 ·····1,653 lbs(749kg)
フラップ ·····30°
出力 ·····フル・スロットル（WOT指示灯がON）
指示対気速度 ····· 65 KIAS

注記：

- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表の中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大限の注意を払うこと。
- 上昇率が100 ft/min 未満のデータは記載してない。
- 表のデータは実際の飛行試験によるもので、気温がISA +30℃以上、若しくはISA -20℃以下での気圧高度のデータは記載していない。

Press Alt	Balked Landing Climb Gradient %					
	Temperature °C					
FT	-20	-10	ISA	10	20	30
SL	6.57	6.45	6.34	6.23	6.13	6.03
2000	5.26	5.16	5.07	4.98	4.90	4.82
4000	3.83	3.75	3.69	3.62	3.56	3.50
6000	2.57	2.52	2.48	2.43	2.39	2.35
8000						
10000						
12000						

着 陸 距 離

着陸距離表は航空機が表に記載された対気速度で、ランウェイ・スレシュホールドの50 ft AGLを通過した時点からの距離である。

状態：

風……無風
滑走路……乾燥、水平、舗装
重量……1,653 lbs(749kg)
フラップ……フル・ダウン（30°）
出力……IDLE
ブレーキ……適度に使用する
着陸地点の上空50 ftでの速度……65 KIAS

注記：

- 安全上、実際より高い気圧高度、若しくは外気温度での着陸距離を使用する。例えば気圧高度475 ft、外気温度4℃の場合には、気圧高度1000 ft、外気温度10℃の着陸距離を使用する。
- 向かい風成分が12 knot増す毎に、着陸距離は10%減少する。追い風での運用する場合には、追い風成分が10 knotを超えて、2 knot 増す毎に着陸距離が10%増加する。
- 乾いた草地の滑走路では“Gnd roll”距離が15%増加する。
- この表の外気温度より低い温度で運用する場合には、表の中の最も低いデータを使用すること。
- この表の外気温度より高い温度で運用する場合には、最大限の注意を払うこと。
- データは実際の試験飛行によるもので、気温がISA +30℃以上、若しくはISA -20℃以下の気圧高度のデータは記載していない。

着陸距離

50 ft超え速度: 65 KIAS　　フラップ 30°

Press Alt	Distance	Temperature - ℃					
FT	FT	0	10	20	30	40	ISA
SL	Gnd roll	797	826	856	885	914	841
	Over 50FT	1457	1498	1539	1580	1620	1519
1000	Gnd roll	827	857	887	918	948	867
	Over 50FT	1499	1541	1584	1626	1668	1555
2000	Gnd roll	857	888	920	951	983	892
	Over 50FT	1542	1585	1629	1672	1716	1590
3000	Gnd roll	890	922	955	988		920
	Over 50FT	1587	1632	1677	1722		1628
4000	Gnd roll	923	957	991	1024		947
	Over 50FT	1633	1680	1726	1773		1666
5000	Gnd roll	959	994	1029	1064		977
	Over 50FT	1682	1730	1778	1827		1707
6000	Gnd roll	995	1031	1068	1104		1006
	Over 50FT	1732	1781	1831	1881		1747
7000	Gnd roll	1055	1094	1133	1171		1059
	Over 50FT	1822	1875	1927	1979		1827
8000	Gnd roll	1116	1157	1199			1113
	Over 50FT	1913	1968	2023			1907
9000	Gnd roll	1184	1227	1271			1171
	Over 50FT	2012	2070	2128			1994
10000	Gnd roll	1253	1298	1344			1229
	Over 50FT	2112	2174	2235			2081

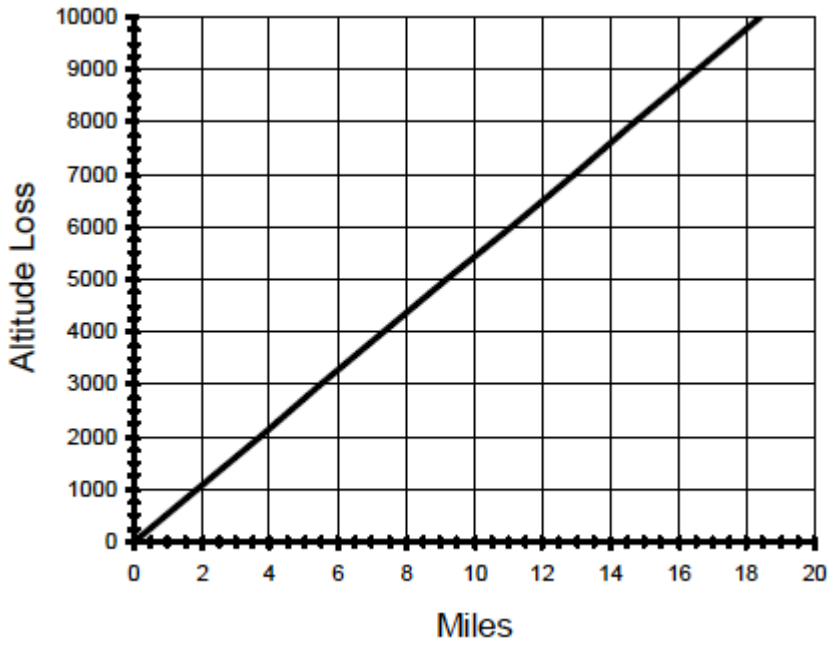
最良滑空速度、及び距離

航空機全備重量	最良滑空速度
1,653 LBS(749kg)	**80 KIAS**

滑空距離表

状態：

フラップ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・フル・アップ（0°）
出力・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・IDLE、スロットル閉
プロップ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ウィンドミル
対気速度・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・80 KIAS
飛行姿勢・・・・・・・・・・・・・真っ直ぐに滑空する（旋回しないこと）



警　告

着陸パターンは含んでいない。旋回、及び/若しくは滑空速度の訂正によりコースを変更する場合には、滑空距離が減少する。

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

騒音に関する事項

本航空機は航空法施行規則附属書第2『航空機の騒音の基準』 第6章、国際民間航空条約の附属書16 第1巻第10章が適用される航空機（平成17年11月24日付）に規定された騒音基準に適合している。騒音値は下記の通りである。

飛行フェーズ	騒音値 (dB)	基準値 (dB)
離　陸	74.0	79.2

国際民間航空条約の付属書に基づく記載は次頁による。

本航空機はDawley式DEL200201-003型の減音型排気管を装備しなければならない。減音型のDawley式排気管P/N DEL200201-003はテイル・パイプ内の2枚のバッフルP/N DEL200201-508、及びパイプ面上2個の楕円開口孔により確認出来る。バッフル、及び楕円開口孔がテイル・パイプに確認出来なければ、その排気管はDawley式排気管P/N DEL200201-002である。

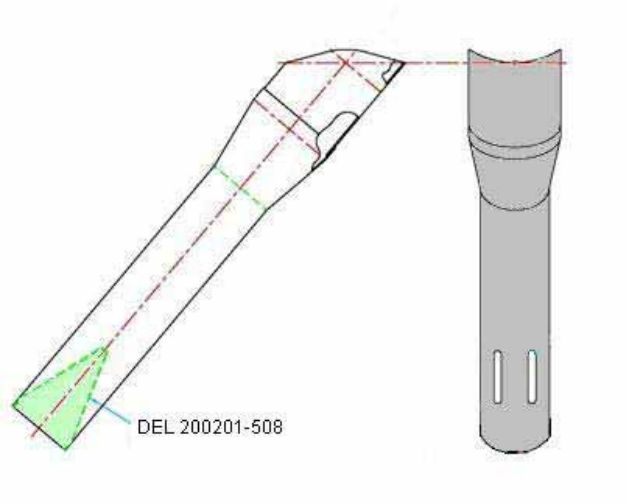


図　5-1

リバティ式　ＸＬ-2型
航　空　局　承　認
平成２２年３月３０日

Table 1

この騒音に関する文章は、国際民間航空条約の附属書16第1巻ATTACHMENT Gの規定(以下「ICAO書式」という。) に従い作成したものであり、日本国として、飛行規程の一部として承認したものである。
日本国においては、騒音基準への適合性は耐空証明の一部として実施しており、騒音証明書は発行しておらず、騒音に関する事項は飛行規程に記載していることから、この騒音に関する文書も飛行規程に取り入れることとした。
従って、ICAO書式で記載が求められているものの、飛行規程に取り入れる上で適当でない項目18「国際民間航空条約の附属書16第1巻の適合に関する声明」、項目19「発行年月日」、及び項目20「署名」は削除している。
また、飛行規程が型式として管理されている場合には、項目4「国籍、及び登録記号」、及び項目6「航空機製造番号」の記入が省略されている場合がある。
This Noise Document is made pursuant to Annex 16, Volume I, Attachment G to the Convention on International Civil Aviation (hereinafter referred to as "ICAO Format")and approved as a part of Aircraft Flight Manual.
In Japan, Compliance to the Noise Requirement is certified as a part of Airworthiness Certification. Noise Certificate is not issued and Noise Characteristics are described in Aircraft Flight Manual. Therefore, Japan determined to incorporate this Noise Document into the Aircraft Flight Manual.
Accordingly, Item 18 "Statement of Compliance", Item 19 "Date of Issuance" and Item 20 "Signature", which are parts of "ICAO Format" but not appropriate for inclusion in the Aircraft Flight Manual, are deleted.
In respect of the Aircraft Flight Manual which is published and managed by Aircraft Type, it may be a case that Item 4 "Nationality and Registration Marks" and Item 6 "Aircraft Serial Number" are blank.

<table>
<tr><td colspan="3">1 登録国
State of Registry
日本国（Japan）

2 騒音に関する文書
NOISE DOCUMENT</td><td colspan="2">3 文書番号(必要な場合)
Document Number(If needed):
NONE</td></tr>
<tr><td>4 国籍、及び登録記号
Nationality and Registration Marks:</td><td colspan="2">5 航空機型式、及び製造者
Manufacturer and Manufacturer's Designation Of Aircraft:

リバティ式XL-2型
LIBERTY Model XL-2
リバティ・エアロスペース社
Liberty Aerospace Incorporated.</td><td>6 航空機製造番号
Aircraft Serial Number:</td></tr>
<tr><td colspan="2">7 発動機
Engine:
コンチネンタル式IFO-240B型
Continental IOF-240B</td><td colspan="3">8 プロペラ*
Propeller:*
MT Propeller式MT175R127-2Ca型
MT Propeller MT175R127-2Ca</td></tr>
<tr><td>9 最大離陸重量
Maximum Take-Off Mass:
1,653 lbs (749 kg)</td><td>10 最大着陸重量*
Maximum Landing Mass:*
1,653 lbs (749 kg)</td><td colspan="3">11 騒音証明基準
Noise Certification Standard:
Chapter 10</td></tr>
<tr><td colspan="5">12 適用を受ける騒音証明基準に適合する目的で行われた追加の改造
Additional modifications incorporated for the purpose of compliance with the applicable noise certification Standards:
Dawley式DEL200201-003型　減音型排気管の装備
It must be install the reduced sound Dawley exhaust P/N DEL200201-003</td></tr>
<tr><td>13 側方測定点における離陸中の騒音値*
Lateral/Full-Power Noise Level:*
NA</td><td>14 進入測定点における着陸中の騒音値*
Approach Noise Level:*
NA</td><td>15 離陸測定点における離陸中の騒音値*
Flyover Noise Level:*
NA</td><td>16 上空通過測定点における通過中の騒音値*
Overflight Noise Level:*
NA</td><td>17 離陸測定点における離陸中の騒音値*
Take-off Noise Level:*
74.0 db</td></tr>
<tr><td colspan="5">備考
Remarks:</td></tr>
</table>

*この欄は騒音証明基準によっては省略することが可能。
*These boxes may be omitted depending on noise certification Standard.

第 6 章

重 量 重 心

目　　次

序　　文……6－3
機体測定手順……6－4
重量重心位置の決定……6－7
ステーションによるC.G.の計算……6－9
航空機重量測定記録……6－10
空虚重量での重量重心位置の計算……6－10
重心位置限界……6－11
航空機荷重図……6－12
荷重グラフ……6－13
荷　重　表……6－14
航空機荷重算定表……6－15
合計モーメント限界……6－16
重心位置（アーム）限界……6－17
重量重心更新記録表……6－18

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 6 章

重 量 重 心

序　　文

この章ではこの航空機の基本空虚重量、及びモーメントを決める手順について記載する。モーメントを航空機の重量で割ると、重量重心位置(C.G.)のモーメント・アームを得る。参考に見本を用意するので、必要によりコピーすること。重量、及びモーメントの計算には、航空機の限界による安全性の確保が含まれている。この航空機の標準装備品、及び追加装備品の装備品リストがこの章の末尾に記載してある。工場出荷時に於ける重量重心位置レポートが参照できるように、この章内に重量、アーム、モーメント、及び装備済みの装備品に関する諸元が記載してある。

警　告

重量重心位置の把握は操縦士にとっての責任である。重量重心位置限界を逸脱して運用した場合には、重大で深刻な損壊を招く結果となる。

機体測定手順

レベリング

航空機の重量測定の前に横、及び縦方向のレベルを取ること。

横方向のレベルを測定する場合には、ドアを開けた状態で、左右ドアの敷居の間に棒（機軸の右側で角度を測定する）を横たえて行う。レベルを調整してドアの敷居の前方部、若しくは後方部で測定する。

縦方向のレベルを測定する場合には、ドアを開けた状態で、ドアの敷居に棒を沿わせて測定する。

測　定

必要な器具：

- 機械式、若しくは電気式のスケール。メイン・ギア用には最小容量 800 lbs、ノーズ・ギア用には最小容量 500 lbs.
- スケールに航空機を乗せるためのランプ、スケール上でホイールを固定するためのチョーク、及びレベルを出すためのシム材。

手順：

注　記

航空機の重量を測定する場合には、屋内の風が当らない場所で測定すること。

a. 必要な装備品が全て整っていること。不必要な荷物を貨物室、及び操縦室のポケット等から取り卸すこと。
b. 燃料を抜き、使用不能量を燃料タンクに補充する。(1.5 U.S Gal)
c. 滑油がディップスティックの MAX マークまであること。
d. フラップを上げ、全てのフライト・コントロールを中立にする。

e. スケールに航空機を乗せる。スケール上ではノーズ・ホイールを中立に維持して、メイン・ホイール・レグには如何なる荷重も掛けてはならない。キャノピー・ドアは閉じる。全てのホイールにチョークをかける。

注　記
航空機の重量からチョークの風袋重量を引くこと。

f. 航空機の横、及び縦方向のレベルに必要であればシム材を使用する。

注　記
レベル調整に使用するためのシム材は、スケールの上、若しくは下に挿入する。スケールの上で使用する場合には、航空機のホイール重量からシムの風袋重量を減じること。レベルの細かな調整はタイヤの空気圧を抜いて行うと良い。

重量重心位置計算のための、この航空機のノーズ・ホイール、及びメイン・ホイール間の距離は 57.51 in（測定値“ｙ”)、ミッド・ポイントは 28.75 inで始まる（図 6-1)。左右メイン・ギアの中心線間の距離は 70.36 in、若しくは左右のメイン・ギアから航空機の中心線までの距離は 35.18 in（図 1-1)。

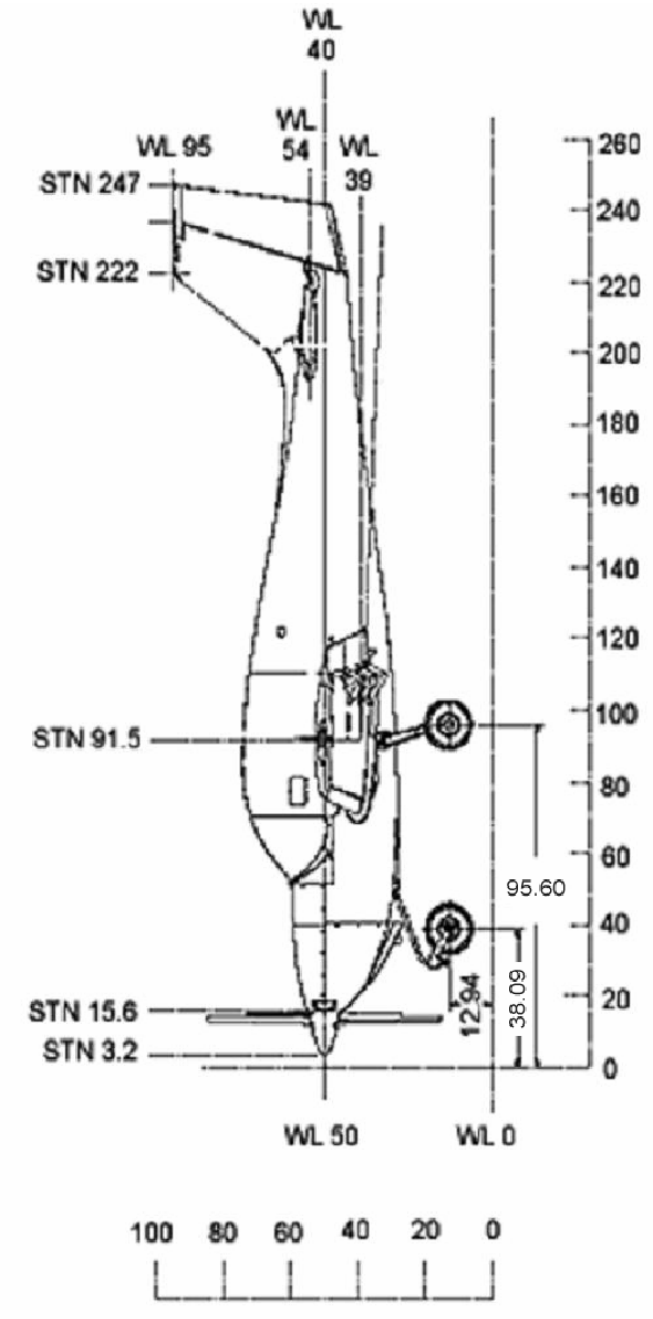

WL 40
WL 95
WL 54
WL 39
STN 247
STN 222
STN 91.5
STN 15.6
STN 3.2
95.60
12.94
38.09
WL 50
WL 0
260
240
220
200
180
160
140
120
100
80
60
40
20
0
100 80 60 40 20 0

図 6-1　機体緒元データ

重量重心位置の決定

この航空機は工場出荷時に航空機の重量を測定し、基本空虚重量、及び重量重心位置を算出している。ノーズ・ホイール、及びメイン・ホイール間の距離は 57.51 in で、この値を航空機の重量重心位置計算に使用している。

しかしながら改造、記録の紛失、装備品の追加、若しくは取り卸し、サービス・ブリテンの実施、及びオーバー・タイムによる重量の変化が生じた場合には、基本空虚重量、及び重心位置を訂正するために再度航空機の重量測定が必要である。基本空虚重量、及び重心位置改訂の確認は操縦士の業務として必須である。

1. 準備：
   a. タイヤを規定の空気圧に調整する。
   b. ブレーキ・リザーバーの油量を点検する。
   c. 燃料タンク・サンプ・ドレイン・フィッティングとガスコレータ・バルブ・ドレイン・プラグを取外して、全ての燃料を抜き取る。
   d. 滑油の油量を点検する。
   e. フラップを上げる。
   f. 全ての動翼を中立位置にセットする。
   g. 装備品表に従い装備品の装備、及び取り付け位置を確認する。
   h. 風袋の重量を差し引く。

2. レベリング：
   a. 各ホイールの下にスケールをセットする。(スケールの容量は、ノーズ 500 lbs、メイン各々1000 lbs)
   b. 操縦士側のドアの敷居にスピリット・レベルを沿わせて縦レベルを、ドアの敷居間にスピリット・レベルを横たえて横レベルを調整する。代替方法にはウォーターライン 50.0 位置の前後のツール・ホールを除いて機体レベルを調整する方法もある。十分なレベル調整のためには、必要に応じてスケールの下にシム材を用いる。

3. 測定：
   a. 機体のレベル調整後にドアを閉じてブレーキを解除し、各スケールを読んで重量を記録する。

4. 各メイン・ホイールの重量と基準線の後方距離とを掛ける。これをホイール・モーメントと呼ぶ。ノーズ・ホイールの重量と基準線の後方距離とを掛ける。これをノーズ・ホイール・モーメントと呼ぶ。

モーメント(in.lbs)＝ネット・ウエイト(lbs)×アーム(in)

5. 測定されたモーメントを合計し、指定の欄に記録する。

6. 次の計算式にて基準線後方のインチで、重心位置を計算し、記録する。

C.G (in) ＝合計モーメント (in.lbs)÷合計重量(lbs)

7. 基本状態を決める場合には、測定時に含まれていない装備品の重量を加えるか、若しくは減じる。上記の C.G 計算式を用いてこの状態での C.G を求める。

8. 滑油を排出した状態で測定した場合には、滑油(15 lbs, STN 38.09)分を加えて訂正すること。基本空虚重での量重心位置を求めるために、上記の C.G.計算式を用いて使用不能燃料(9.0 lbs, STN 101.80)分を加えて訂正すること。

9. 新しい重量、及び重心位置を重量重心位置表(表 6-1）に記録する。

上記の手順で航空機の基本空虚重量、モーメント、及び基準線後方におけるインチでの重心位置を決める。3 個のモーメント（左、及び右メイン・ホイール、若しくはジャッキ・ポイントとノーズ・ホイール）を一緒に加える。これを（空虚機体）合計モーメントと呼ぶ。合計モーメントを合計空虚重量（左右、及びノーズ・ホイール重量の合計）で割る。これが基準線後方のインチで表された空虚機体での重心の位置である

注　記

計算時の桁数を減少させるために、モーメントを 1000 で割り“モーメント/1000”で表示する。全ての計算にこれを使用している。

ステーションによる C.G.の計算

垂直ロールオーバー・フープ（操縦室開放時の最前部）の前方 70.75 がステーションである。基準線の後方 70.75 in で表わす（図 6-2)。

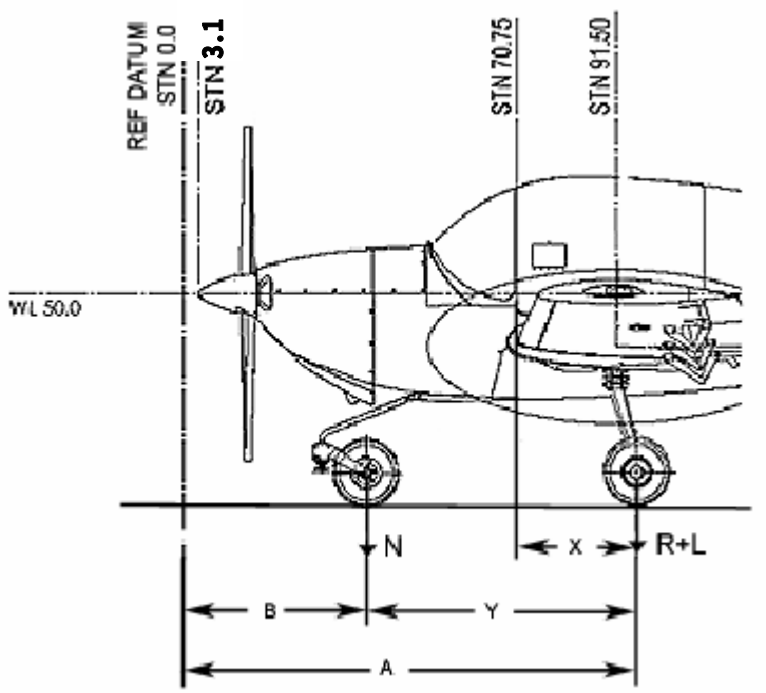


図 6-2　機体諸元データ

A = 95.89”, B = 38.63”, Y = 57.26”

航空機重量測定記録

Position	Scale Reading	-Tare wt (lbs)	=Net wt (lbs)
L Main (L)			
R Main (R)			
Nose (N)			
Total as Weighed			

表 6-1　航空機重量測定記録

空虚重量での重量重心位置の計算

Item	Individual Wt (lbs)	X ARM (inches aft of datum)	Moment/ 1000 (in.lbs.)
L Main (L)		95.60	
R Main (R)		95.60	
Nose (N)		38.09	
Total Wt			
Total Moment/ 1000			
Total Moment/1000 Divided by Total Wt (ARM = empty A/C center of gravity)			

表 6-2　空虚重量での重量重心位置の計算

重心位置限界

	Gal.	Weight (lbs)	Arm (in)	Moment (in.lbs.)
Empty Wt		1174	83.20	97676.8
Pilot			79.78	
Copilot			79.78	
Fuel	0.0		101.80	
Baggage			118.00	
Zero Fuel		1174	83.20	97676.8
Ramp Weight		1174	83.20	97676.8

表 6-3　重心位置限界

航空機荷重図

下図は操縦士、乗客、燃料、及び貨物等の搭載位置とアームを示す。

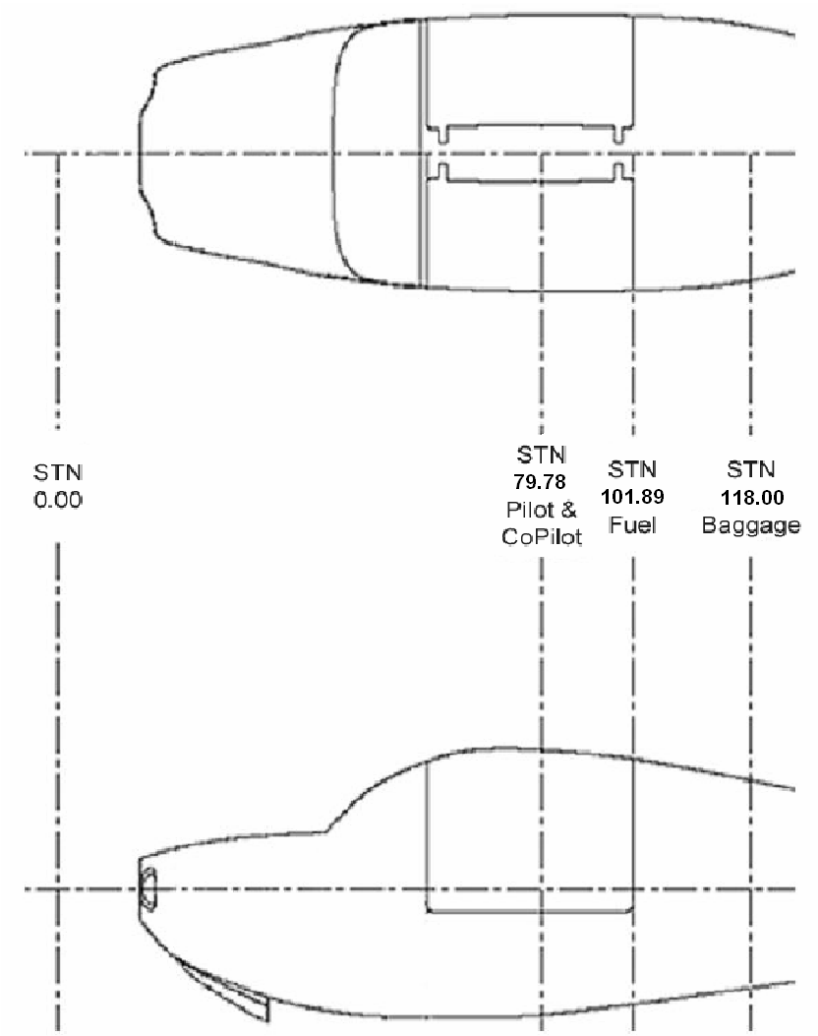


図 6-3　胴体ステーション

荷重グラフ

操縦士、副操縦士、燃料、及び荷物のモーメント/1000 を決める場合には、各項目の実際の重量をグラフの左側に記入する。項目（操縦士/副操縦士、燃料、若しくは貨物）と斜線との交点を読み取り、それからモーメント/1000 を決めるために読み下げる。

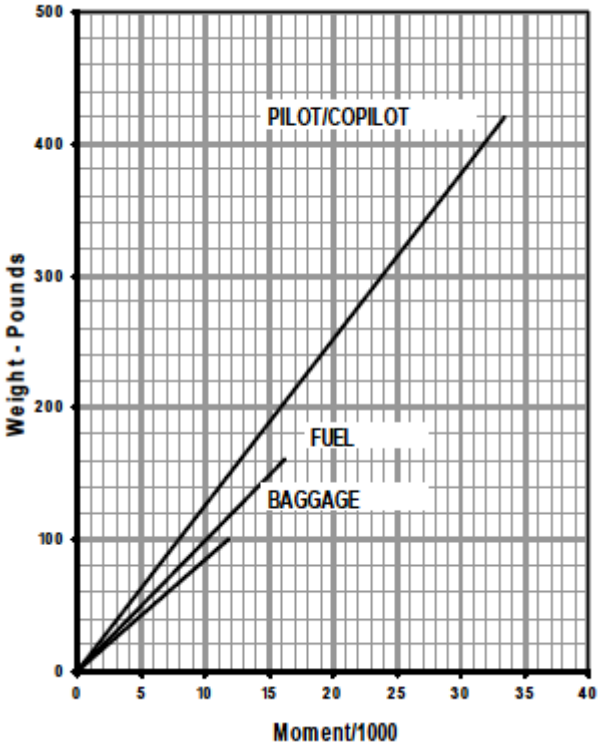


図 6-4　荷重グラフ

荷　重　表

燃料、及び各有償荷重のモーメント/1000 を決め、次の表を使用して航空機の荷重表を作成する。(表 6-4)

Weight (lbs)	Pilot & Co-pilot STN 79.78	Baggage STN 118.00	Fuel STN 101.80
20	1.60	2.36	2.04
40	3.19	4.72	4.07
60	4.79	7.08	6.11
80	6.38	9.44	8.14
100	7.98	11.80	10.18
120	9.57		12.22
140	11.17		14.25
160	12.76		16.29
180	14.36		
200	15.96		
220	17.55		
240	19.15		
260	20.74		
280	22.34		
300	23.93		
320	25.53		
340	27.13		
360	28.72		
380	30.32		
400	31.91		
420	33.51		

表 6-4　荷重表

航空機荷重算定表

手順書：

飛行毎に航空機の重量重心位置を計算するために、次の算定表を使用する。この頁はコピーして荷重算定表として使用するように推奨している。各項目のモーメントは計算するか（項目重量×項目アーム＝項目モーメント/1000)、若しくは頁 6-15 のグラフから決める。

C.G.= 総合計モーメント÷総合計重量

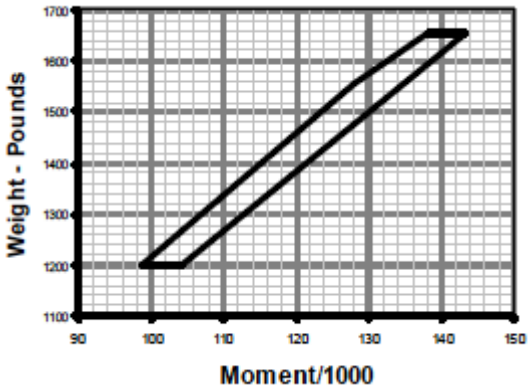
	Gal.	Weight (lbs)	Arm (in)	Moment (in.lbs.)
Empty Wt		1174	83.20	97676.8
Pilot			79.78	
Passenger			79.78	
Fuel (6 lbs/gal)			101.80	
Baggage (100 lbs max)			118.00	
Total Wt				
Total Moment ÷1000				
Loaded C.G. Location				

表 6-5　航空機荷重算定表

次の 6-16、及び 6-17 頁に記載した“合計モーメント限界”、若しくは“重心位置限界(アーム)”の表を使用して、航空機の重量重心位置が限界内であることを確かめる。

合計モーメント限界

次のグラフ、若しくは表を使用して、航空機荷重算定表（表 6-4）による重量、及びモーメントが限界内であることを確かめる。



Wt (lbs)	Moment/1000	
	Minimum	Maximum
1200	99	104
1250	103	108
1300	107	113
1350	111	117
1400	115	121
1450	119	126
1500	123	130
1550	127	134
1600	132	139
1653	138	143

図 6-5　モーメント限界

重心位置(アーム)限界

次の表は基準線（または MAC のパーセンテージ）から、インチで航空機の重心位置範囲を記載している。

重量重心位置限界

前方：1,554 lbs（704kg）において基準面の82.20インチ後方
中間：1,653 lbs（749kg）において基準面の83.48インチ後方
後方：1,653 lbs（749kg）において基準面の86.75インチ後方

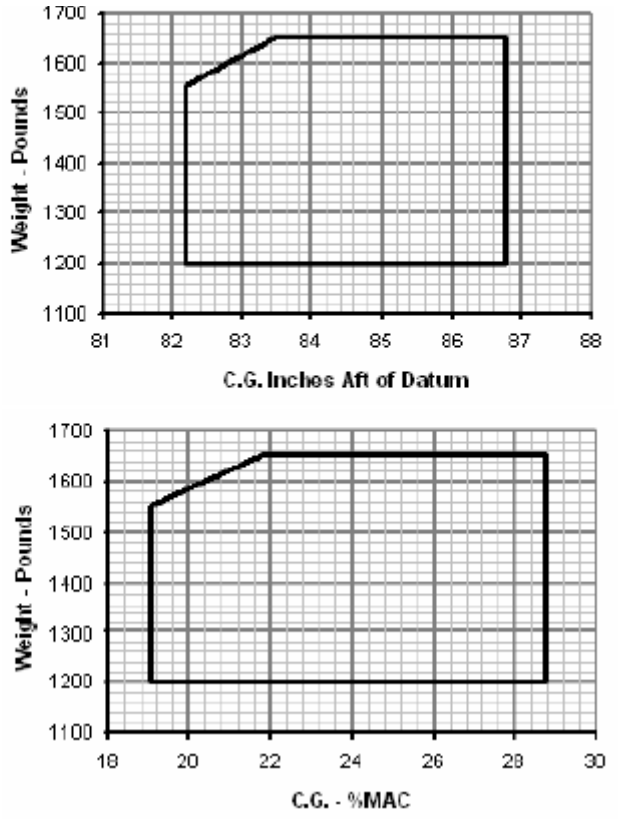


図 6-6　機体 C.G.位置範囲

重量重心更新記録表

次の表（コピーして、必要により頁を追加する）には、この航空機の構造、若しくは装備品の変更による重量重心位置の経歴を記録する。

Serial Num:			Reg. Num:				Page of	
Date	Item No.		Description of Article or Modification	Weight Change Added (+) or Removed (-)			Running Basic Empty Weight	
	In	Out		WT LB	ARM IN	MOM/ 1000	WT LB	MOM/ 1000
			As Delivered					

表 6－6　重量重心更新記録表

第 7 章

航空機とシステムの概要

目　　次

序　　文 ・・・

発動機エア・インダクション・システム……7－29
発動機排気……7－29
発動機コントロール……7－30
発動機インジケーティング - VM1000……7－30
プロペラ……7－37
燃料系統……7－38
燃料ブースト・ポンプ、及びスイッチ……7－39
燃料油量計……7－39
燃料シャットオフ・バルブ……7－39
燃料ベント……7－40
電気系統……7－41
プライマリー・バッテリー……7－41
セカンダリー・バッテリー……7－41
オルタネータ・システム……7－43
マスター・スイッチ……7－43
アビオニクス・パワー・スイッチ……7－44
電圧計 / 電流計……7－44
ALT FAIL 注意灯……7－45
サーキット・ブレーカ、及び ヒューズ……7－46
外部照明……7－47
内部照明……7－48
キャビン・ベンチレーション……7－49
ストール・ワーニング・システム……7－49
ピトー・スタティック・システム……7－50
対気速度計……7－50
高　度　計……7－50
昇　降　計……7－51
ピトー・ヒート・スイッチ……7－52
ピトー・ヒート・ライト……7－52
オルタネート・スタティック・ソース……7－52
アビオニクス、及び航法……7－53
マグネチック・コンパス……7－53
姿勢指示器……7－53
定　針　儀……7－54

旋　回　計 ····· 7－54
オーディオ・システム ····· 7－55
GPS ナビゲーション ····· 7－56
コミュニケーション (COM) トランシーバー····· 7－58
ナビゲーション (NAV) レシーバー ····· 7－58
トランスポンダ ····· 7－59
アワー・メータ ····· 7－59
デジタル時計 / 外気温時計 ····· 7－60

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 7 章

航空機とシステムの概要

序　　文

この章では航空機の構造、構成、レイアウト、及びシステムの運用について説明する。この章で説明する装備品のいくつかは、任意装備の機器であり、全ての航空機に装備されるものではない。

この他の任意装備のシステム、及び装置の詳細や運用方法等については、第9章を参照すること。

胴 体 構 造

この航空機は低翼式、2座席仕様の航空機である。座席配置は並列である。

主翼はアルミニウム製の従来型セミ・モノコック構造で、主桁、後部桁、リブ、ストリンガー、及びスキンで構成される。アルミニウム製のスロット型フラップがスパー、リブ、及びスキンで構成され、3つのヒンジにより、各主翼の内側後方に取付けられている。アルミニウム製のエルロンは桁、リブ、スキン、及び内側と外側のマス・バランス・ウェイト・アッセンブリで構成され、2つのロゥワー・サーフェイス・ヒンジにより、各主翼の外側後方に取付けられている。

図7-1　胴体構造

胴体はハイブリッド構造になっている。中央部は、操縦室を囲んだ溶接による4130クロ‐モリ・チューブ構造（“cHSAsis”と呼ぶ）で、主翼、ランディング・ギア、及び発動機マウントのアタッチメント・ポイントが設置されている。航空機の燃料タンク、及び尾翼もこの構造で固定されている。

垂直尾翼を含む胴体部分は、コンポジット素材の成形型で構築されている。アルミニウム製スキンのラダーは、ラダー・スキンの片側から伸びたヒンジで取り付けられている。プッシュロッドでスタビレータ、及びラダーを操舵する。

スキン、及び垂直尾翼の内部構造の両方に、多くの炭素繊維素材が使用されている。金属素材が落雷防護の要件を満たすために胴体の特定した範囲に接合されている。

ウイング・フラップ

大きなスロット型フラップが各主翼に装着されている。各フラップは主翼下面の下方にオフセットした3個のヒンジで支持されている。

胴体中央部の電気式アクチュエーターが、回転してフラップを動かすためのクロス・チューブを作動させる。アクチュエーターには、”FLAPS”サーキット・ブレーカを経由してプライマリー電源系統から電力が供給される。

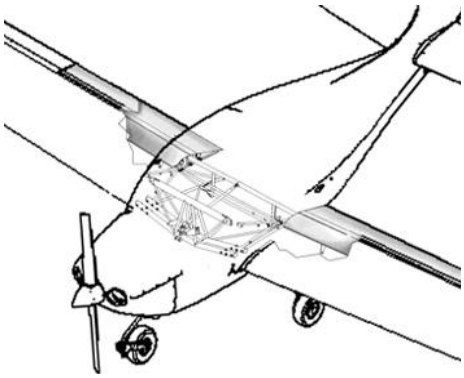


図7-2　ウイング・フラップ

フラップ・ポジション・スイッチ

フラップの操作は、アビオニクス・パネルの右側に設置したスプリング・ロード式のセンター・フラップ・コントロール・スイッチを“RETRACT”、若しくは“EXTEND”の位置に維持させる。フラップが動きだすと、フラップ・コントロール・スイッチの上部に設けた3個の指示灯のうち1つが点灯し、フラップの位置情報を伝える。フラップの作動機構に組み込まれたポジション・スイッチが各指示灯を点灯させる。希望する角度にフラップが到達すると、その位置に対応するポジション・スイッチが押し下げられて、相対する指示灯が点灯する。フラップが動き続ければ、ポジション・スイッチの押圧が解除されて指示灯が消灯する。フラップ・コントロール・スイッチを押し続けた場合には、フラップ・モーターも動き続ける。フラップが一杯に延びた状態でも、若しくは縮んだ状態でも、フラップ・コントロール・スイッチが押された場合には、アクチェターが解除され、フラップ・モーターは空回りを続ける。希望した方向への作動範囲が終了した場合には、フル・エクステンション・インディケータ、若しくはフル・リトラクション・インディケータが点灯する。標準の航空機では、フラップ・ポジションは0、20、及び30度に分けられている。フラップ・コントロール・スイッチは各々の位置、あるいはどの間隔の位置でも解除が可能である。フラップはフラップ・コントロール・スイッチが解除された時の位置で停止する。

プライマリー・フライト・コントロール

ピッチ・コントロール・システム

左（操縦士)、及び右（副操縦士）の操縦桿は共有のコントロール・コラム・アッセンブリに接続されている。操縦桿が前後に動くと、コラムがセンター・ベアリングに設けたヨークを動かし、貨物室床下の燃料タンク後方に設置したアイドラー・ベル・クランクを介して、後方（胴体に取り付けた燃料タンクを通り抜ける“トンネル”を通って）にこの動きを伝えるためのプシュロッドを動かす。そして2番目のプシュロッドがスタビレータ・トルク・チューブのセンターに設けたコントロール・アームにピッチ・コントロールの動きを伝え、このようなトルク・チューブの回転がトルク・チューブの中心軸上でスタビレータを上方、及び下方へ動かす。

空気力学的なフラッターを防止するため、スタビレータ・トルク・チューブから前方に突き出した一本のアームの構造内に取り付けた錘によるマス・バランスで、スタビレータはマス・バランス化されている

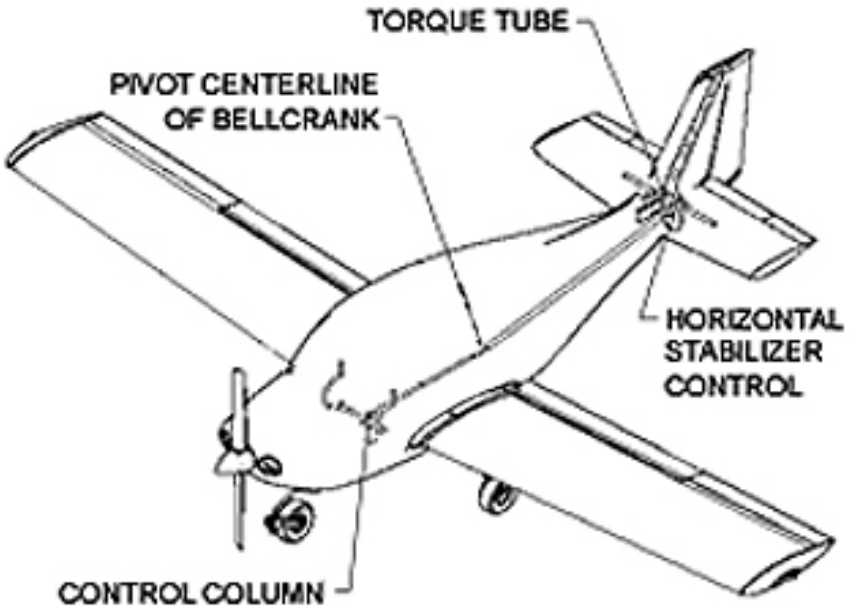


図7-3　ピッチ・コントロール・システム

ロール・コントロール・システム

操縦桿が両横方向に動くと、コントロール・コラムが主翼のミッド・コード近くまで後方に延びたトルク・チューブを回転させる。トルク・チューブ後方端のベル・クランク・アームが、その回転を胴体中央部の鋼製チューブに設けられた“ロッカー”ベル・クランクを動かすために、上向きに外側へ延びた2本のプッシュロッドによる直線的な動きへと変換する。ロッカーは左右のエルロンにプッシュロッド、及びベル・クランクを経由して動きを伝えるための主翼付根内の同じロッカーと一対を成している。

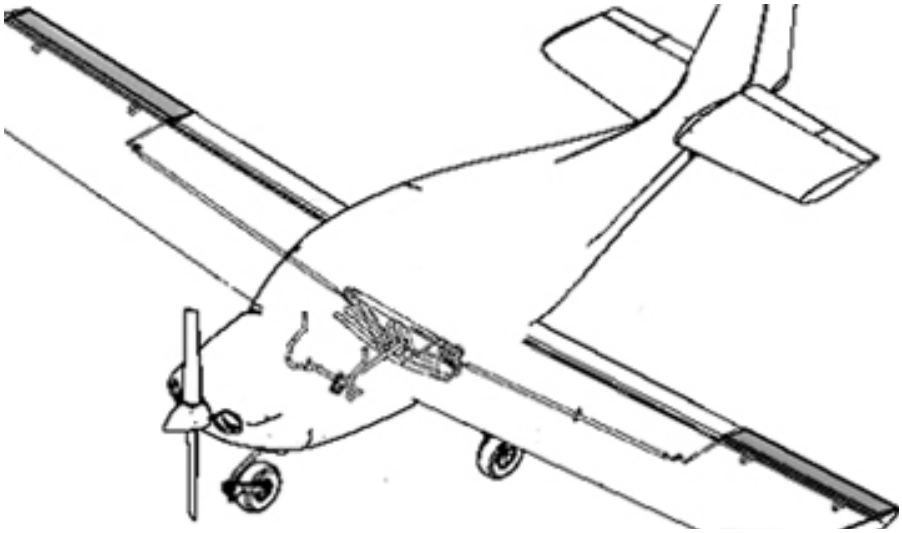


図7-4　ロール・コントロール・システム

ヨー・コントロール・システム

ラダー・ペダル・アッセンブリは左席、及び右席に装備されている。操縦室両端の計器板下部に設置されている各々のペダル・アッセンブリには調節式クランクが装着されており、ペダルが前後に調節できるようになっている。

ラダー・ペダルの各々の前後の動きは、計器板下部で航空機を縦断して延びているトルク・チューブを回転させる。リンク、ベル・クランク、及びプッシュロッドの連携でこの回転を直線の動きに変え、この直線力をラダー・ドライブ・アームへ集約し、胴体を通して後方へ伝え、ペダルの動きに反応してラダーが左右に動く。

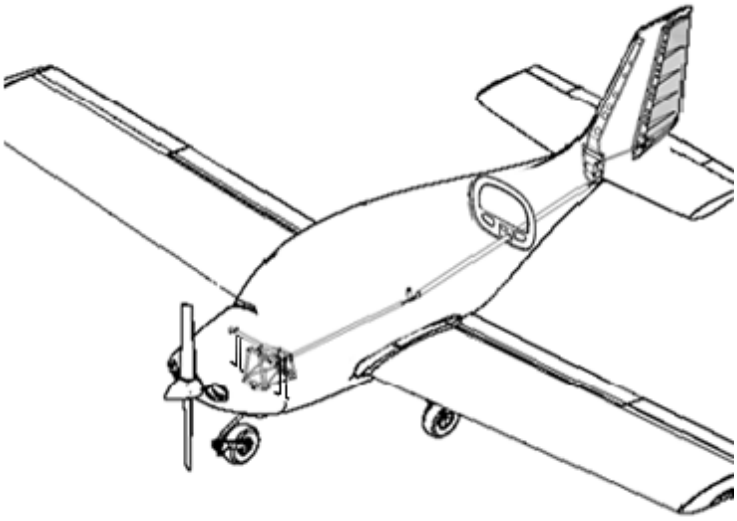


図7-5　ヨー・コントロール・システム

トリム・システム

トリム・タブは各水平尾翼の後桁にヒンジで取付けられている。これらのタブはスタビレータを同じ方向に動かすための装置であり、このような“アンチ・サーボ”効果を発揮して、操縦士のピッチ・コントロール・フォースを常に補助している。

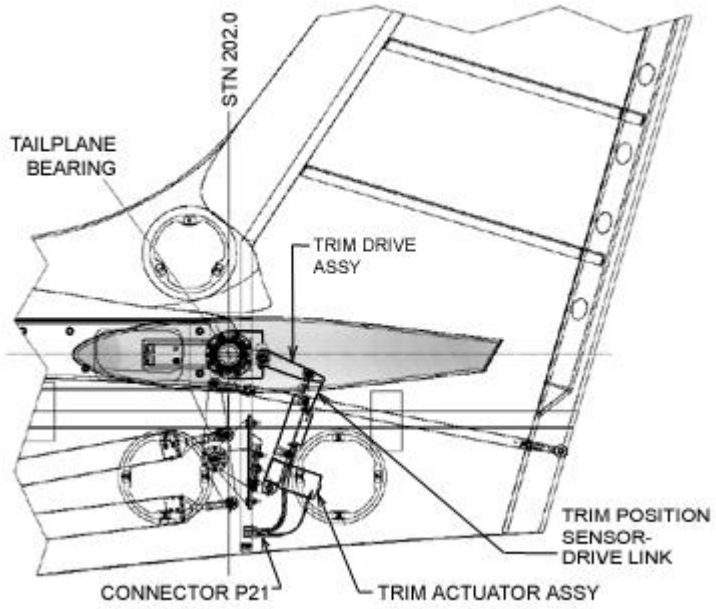


図7-6　ピッチ・トリム・システム

トリム・タブはスタビレータ・ルート・リブにあるスタビレータ・トルク・チューブを動かすためのリンク・ロッド、及びリンケージを介して、底部後方胴体の電気式スクリュー・ジャッキに接続される。操縦士がスタビレータの要求された角度に一致させる様にトリム・タブをニュートラル若しくは適正な位置にセットさせることで、航空機のピッチ・トリム機能は作動する。

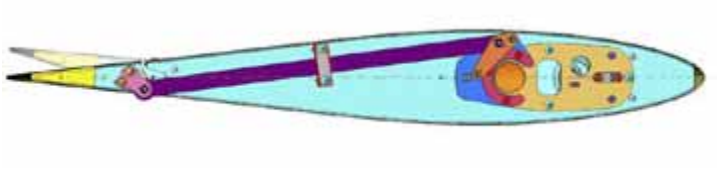


図7-7　トリム・タブ

ピッチ・トリム・スイッチ、及びインディケータ

アクチュエーターは操縦室センター・コンソールのスイッチで操作する。スイッチには“NOSE DOWN”と“NOSE UP”の表示が施されている。センター・コンソールに取り付けた一つのインディケータが操縦士にトリム位置を表示する。スタビレータがニュートラル位置の場合には、スイッチのNOSE DOWNを押していると、アンチ・サーボ・タブの後縁が上がり、インディケータの指針は前方へと動く。

トリムに故障が起きた場合には、たとえフル・ノーズ・アップ若しくはフル・ノーズ・ダウンでトリムが故障しても、アウト・オブ・トリム・フォースが働いて航空機は労力を費やすことなく、若しくは操縦士の特別な技量に頼ることなく安全に着陸する事が出来る。

図7-8　ピッチ・トリム・スイッチ

キャビン／フライト・デッキ・アレンジメント

エントランス・ドア／ウィンドウ

一つの大きなコンビネーション・エントランス・ドア、及びウィンドウが航空機の両側に操縦室への乗降用として設けられている。ドアはトップ・ヒンジ式で、上側に振って開ける。インテグラル・ガス・スプリングはドアが開く時の補助、及び開いたドアの支持を行う。

ドアの前方、及び後方のドア・ラッチ・ピンが胴体のピン・ブッシングに納まる。これは各々の内側ドア・ハンドルと各々の外側ドア・ハンドルで操作する。

各々のドアは開閉式のベント・ウィンドウを併せ持っている。ベント・ウィンドウは通気流量を増加させるため50 Knots、若しくはそれ以下のスピードであれば開けることができる。ドアを開閉する際はベント・ウィンドウが閉じていることを確認する。

警　告

ドアの後側を押して、前後のドア・ラッチ・ピンがピン・ブッシングに納まり、両側のドアが確実に閉じていることを確認する。ドアが確実に閉じていないと、飛行中に航空機からドアが脱落する恐れがあり、スタビレータに損傷を与え操縦不能に陥る可能性がある。飛行中にドアが開いた場合には、第3章-非常操作の飛行中にドアが開いた場合の処置に従い、速やかに着陸すること。

図7-9　エントランス・ドア / ウィンドウ

計　器　板

この航空機の計器板は飛行計器（ピトー・スタティック、及びジャイロ計器）を含む左側上部、スイッチ類、及びこの章で後記する発動機計器ディスプレイ・システムを含む左側下部、アビオニクス“スタック”、サーキット・ブレーカ・パネルを含む中央部、そしてスロットル、ブレーキ・レバー、トリム・コントロール・スイッチ、インディケータ、及び燃料シャットオフ・バルブを含む操縦室センター・コンソールに分けられる。

6個の主要な飛行計器は、操縦士の正面に“T字型”で配列されている。配列された6個の主要計器とは；対気速度計、姿勢指示器、高度計、旋回計、定針儀、及び昇降計である。下図は参考であり、実機での配列、若しくは図中で示す機器が装備されるものではない。

図7-10　計器板 / センター・コンソール

センター・コンソール

センター・コンソール・パネルは少し傾いた状態で、アビオニクス・スタックの下に設置されており、燃料ポンプ・モード・スイッチ、発動機オルタネート・インダクション・エア・コントロール、及びトリム・インディケータを収容している。

左席と右席の間のセンター・コンソールにはスロットル・レバー、パーキング・ブレーキ装置を含む2個のブレーキ・レバー（左右のホイール・ブレーキ用)、電気式ピッチ・トリム・スイッチ、インディケータ、及び非常用燃料シャットオフ・バルブが配置されている。

貨　物　室

貨物室は客室と隣接しており、シートバック後方から貨物室のバルクヘッドまで伸びている。シートバックは4×3×2 ftの貨物スペースで容易にアクセスできる。最大許容貨物室積載重量は100 lbs。貨物室の床面荷重は最大29 lbs/ft^2である。航空機の重量重心位置限界を満足するためには重量の軽減が要求される。

注　記

貨物室の重量重心位置を確認することは操縦士の責務である。（第6章－重量重心位置を参照のこと）

座　　席

この航空機の座席は胴体構造と一体成形されているため調節できない。（操縦士と副操縦士のラダー・ペダルは飛行中、若しくは地上でも調節できる）。クッションはフック・アンド・ループ・ファスナー（ベルクロ）で座席に固定されている。**クッションが操縦操作を妨害することは有り得ない。**

図7-11　座席 / 貨物室

レファレンス・アイ・ポジション

操縦士はシート・クッション位置の調整、及びラダー・ペダルの調整を通して、操縦士が安全に地上滑走、離陸、進入、着陸、及び航空機の運用限界内での如何なる運動にも対応できるように、十分に広く且つ澄んで歪みの無い視野を確保するための目の位置を設定できる。

最初に、操縦士は座席に座りベルトを締め、直下のVM1000 ディスプレイ画面への見下しを妨げないように着座での目の高さを決める。次に、計器板の傾斜した上部表面を通り、ウィンドウを通して航空機の機首へと視線を上げる。進入、及び着陸、更に飛行方向を見定めるために重要な事は、機首を見通せる様に着座での目の高さを確実に定めることであり、背の低い操縦士は特に重要である。

上記に加え、操縦室内からの視野がグレア・シールド、操縦桿、スロットル、若しくは膝などによって妨げられないようにし、更に操縦士の視線が機首を越え地上に向かって直線的に妨げられずに確保され、その後キャノピー・ボウの下部へ上向きに移れるように着座での目の高さを定める必要がある

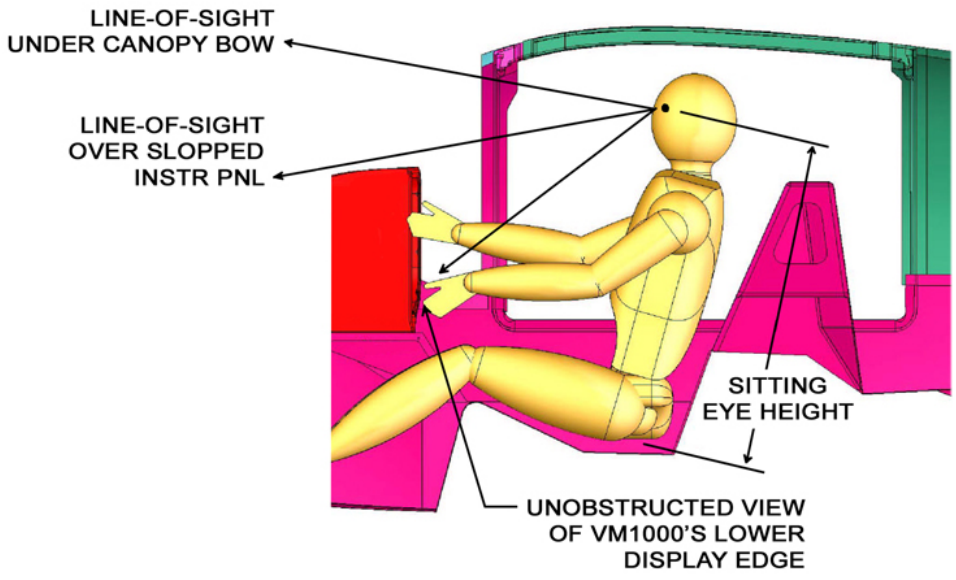


図7-12　レファレンス・アイ・ポジション

キャビン安全装置

シートベルト／ショルダー・ハーネス

シートベルト、及び2つのショルダー・ハーネスが各々の座席に装備されている。シートベルトは座席両側の航空機構造部に固定されている。各座席に装備された2つのショルダー・ハーネスは直接各座席後方のシートバックに設置した一つのフィッティングに接続され固定される。

シートベルトは標準的な“lift-to-release”式メタル・トウ・メタルのバックルを装備している。各ベルトのアジャスターは締付けに使用し、バックルはほぼ中央に来るようにする。

各座席に付いている左右のショルダー・ハーネス・ストラップは操縦士の体を楽にする様にバックルを装備しており、エンド・フィッティングは非対称になっている。ショルダー・ハーネスを締めるには、シートベルトのバックル・エンドの“トング”を越して、両方のフィッティングをスライドさせる。ショルダー・ハーネス・フィッティングを正確な向きにするには、ハーネス・ストラップをシートベルト・バックルの上で交差させしてはならない。

エマージェンシィ・セーフティ・ハンマー／消火器

緊急脱出時にドアが開かない場合には、操縦士自身でも容易に手の届く様に右席のシートバックの収納部に搭載してあるエマージェンシィ・セーフティ・ハンマーを使用する。エマージェンシィ・セーフティ・ハンマーは機外に脱出するべくキャノピー・ドアを十分に粉砕するために使用することが出来る。この航空機の別の標準装備品には消火器があり、左席の操縦士からも容易に手の届く様に右席の後ろに固定されている。

ランディング・ギア

メイン・ギア

この航空機は固定式三輪のランディング・ギアを装備している。メイン・ランディング・ギア・レグは熱処理したアルミニウム合金で作られ、内部に機械加工によるブレーキ・ラインを併設している。それらは胴体中央部分にサドル・フィッティング、ボルト、及びブッシングによって留められている。何れのメイン・ランディング・ギア・アッセンブリも互いに影響することなく航空機から取外すことが出来る。

5.00×5のメイン・ギア・ホイールは鋼鉄製の車軸に取付けられている。各々のギアには油圧式のディスク・ブレーキが装備されている。空力的ホイール・フェアリング（任意装備）は各メイン・ランディング・ギア・アッセンブリに装備出来る。タイヤ空気圧は50 psiである。

ノーズ・ギア

ノーズ・ランディング･ギア・レグは熱処理したアルミニウム合金で作られている。これらは胴体中央部に一本のブッシング、及びボルトによって固定されている。これはメイン・ランディング･ギアに影響することなく航空機から取外すことができる。

ノーズ・ホイールは5.00×5；タイヤ空気圧は50 psiである。ノーズ・ホイール・アッセンブリはノーズ・ホイール・ステアリングのために左右80°まで回転可能なボール・ベアリング（“キャスター”ベアリング）を介してノーズ・ギア・レグに固定されたアルミニウム・キャスティング内に取付けられている。6つのスプリング式鉄製ワッシャーによる１個のスタックはノーズ・ホイールに設けたフリクション・ダンパーに加える力を均一にしている。コンポジット素材で作られた空力的ホイール・フェアリングはノーズ・ランディング・ギアに取付けられる。

この航空機のグラウンド・ステアリングは左右のメイン・ランディング・ギア・ブレーキの操作により行われる。どちらの（若しくは両方の）ブレーキもブレーキ・レバーの後方操作にて作動、及び制御する。

ブレーキ・システム

単一のディスク・ブレーキが各々メイン・ランディング・ギア・ホイールに取付けられている。これらは操縦室センター・コンソールに設けた個々のマスター・シリンダーによって操作される。ブレーキ・ラインは各マスター・シリンダーからメイン・ランディング・ギア・レグを貫通し端まで伸びている。ギア・レグの機械加工による貫通路、ギア・レグ外側端の短いフレキシブル・ライン、及びブレーキ・キャリパーに加圧したブレーキ・フルードを供給している。2個のブレーキ・レバーがセンター・コンソールに設けられている。ブレーキ使用するには片方、若しくは両方のレバーを後方に引く。

ラチェット型のパーキング・ブレーキ・レバーがセンター・コンソールのブレーキ・レバーの間に取付けられている。パーキング・ブレーキを使用するには、両方のブレーキ・レバーを後方へ一杯に引いてから中央のパーキング・ブレーキ・レバーを後方へ引く、そして左右両方のブレーキ・レバーを戻す。パーキング・ブレーキの解除するためには、両方のブレーキ・レバーを一杯に後方へ引き、そしてパーキング・レバーをスプリング力で前方へと動かす。

ブレーキ・フルードは両方のマスター・シリンダー用として防火壁の発動機ベイ後部右側に設けた共通のリザーバーに貯蔵している。リザーバーに給油するにはカウリングの上部を外してMIL-H-5606タイプのハイドロリック・フルードを入れる。

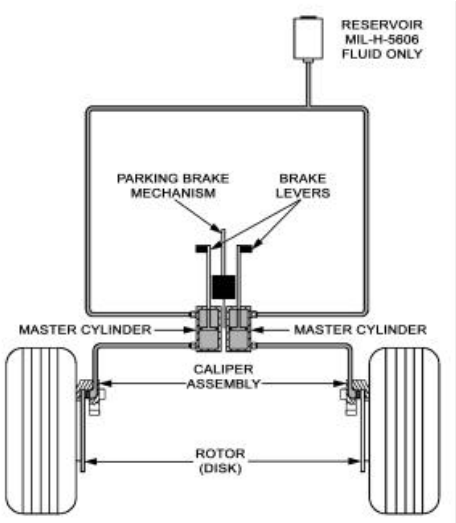


図7-13　ブレーキ・システム

発　動　機

この航空機はテレダイン・コンチネンタル式IOF-240-B型発動機を1基搭載している、これはフル・オーソリティ・デジタル・エンジン・コントロール（FADEC）を装備した4シリンダー、水平対向式、空冷式、自然吸気式、及び、燃料噴射式の2800 RPM 125馬力の発動機である。

FADEC システム

この発動機には継続した監視、イグニッション・タイミング、燃料噴射のタイミング、及び燃料混合比のコントロールを自動で行うためのフル・オーソリティ・デジタル・エンジン・コントロール（FADEC）を装備している。マイクロプロセッサを基礎としたFADEC システムは発動機の運転状態を監視し、与えられたパワー・セッティングに応じて燃料混合比、及びイグニッション・タイミングを自動で調整する。その結果 FADEC装備の発動機ではマグネット、及び手動による燃料/空気混合比の調節が必要でなくなった。

FADECシステムは運転状況、及び故障状態の両方の詳細を知らせる。更に出力、若しくは推力が入れ替わるのを防ぐように設計されている。プライマリー・パワー・ソースの電力が失われた場合には、発動機のコントロールはセカンダリー・パワー・ソース（SPS）を使用して継続される。コントロール装置として、このシステムは全般的にシステムの状態を把握するために自己診断を行い、この情報をヘルス・ステータス・アナンシエータ（HSA）パネルの種々な表示で操縦士に伝える。

FADECシステムは極度な温度変化にも耐え、高温、低温、及び高湿度の環境下でもFADEC未装着の発動機と同様に運用することができる。

FADECシステムの基本構成機器には、2基のエレクトリック・コントロール・ユニット（ECUｓ）、ヘルス・ステータス・アナンシエータ（HSA）（表示パネルは操縦室内に設置）、及びFADECセンサー・セットが含まれる。

エレクトリック・コントロール・ユニット（ECU）

1基のエレクトリック・コントロール・ユニット（ECU）は一対の発動機シリンダーに対して装備されている。4個の発動機シリンダーに対し2基のECUを装備し、1基のECUは一対のシリンダーに対応する。ECUは対応する発動機シリンダーの燃料混合比、及びイグニッション・タイミングを制御する。ECU1は対向するシリンダー1、及び2を制御し、ECU2はシリンダー3、及び4を制御している。

各ECUは上部と下部の二層に分かれている。下部には電気配電盤が、上部にはイグニッション・コイルが内蔵されている。電気配電盤には2個のコントロール・チャンネルを司る独立したマイクイロプロセッサが内蔵されている。発動機運転中には、1個のコントロール・チャンネルが1個の発動機シリンダーを作動させるために稼動する。これで1基のECUが2個の発動機シリンダーを、1個のコントロール・チャンネルが1個のシリンダーを制御することができる。

コントロール・チャンネルは各々独立しており、1基のECU内において、一対のコントロール・チャンネル間で電気構成機器としての相互分担はしていない。しかしながら、一方のコントロール・チャンネルが故障した場合には、同じECU内で対を成すもう一方のコントロール・チャンネルが、定められたシリンダー、及び他の相対する発動機シリンダーのバックアップとして、燃料噴射とイグニッション・タイミングの両方の作動を司る。

各コントロール・チャンネルは、各々定められたシリンダーを現在の運転状況に合わせ、常用運転での条件を超えることなく、最適な性能を生み出す様に、基準に従い制御している。燃料混合比は濃くするか薄くするかを、イグニッション・タイミングは遅延させるかを、与えられた条件で限界を超えずに最小限の範囲で決める。これについて、FADECでコントロールされる発動機、及びFADEC未装着の発動機との異差は、個々のシリンダーを他のシリンダーに影響することなくコントロール・チャンネルにより燃料混合比を濃く、若しくは薄く出来ることである。

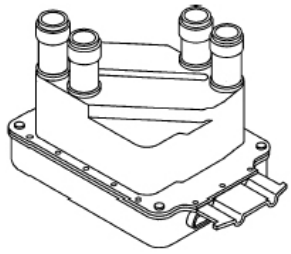


図7-14　エレクトリック・コントロール・ユニット（ECU）

ヘルス・ステータス・アナンシエータ（HSA）

ヘルス・ステータス・アナンシエータ（HSA）は主要計器板右側、電気スイッチと航空機の指示灯の上に設置されている。HSAはプライマリー、若しくはセカンダリー（エマージェンシィ）パワーの不調、センサー表示の誤り、燃料ポンプの不調、及び失火しているシリンダーを表示する。

各HSA指示灯は特殊なシステム状態で連動する。連動した状態を操縦士に告知し、更に対処処置させる為に表示照明が点灯する。指示灯が点灯した場合には、その表示について第3章-非常操作の処置に従うこと。

FADEC注意灯の点灯は圧力、又は温度センサーの故障、異常な圧力、若しくは限界値以上の温度、失火/不燃焼シリンダー、或いは燃焼できないシリンダー（イグニッション・スイッチがOFF、若しくはBOTH位置にない）を表す。

FADEC警報灯の点灯は1個以上のシリンダー故障を表す。FADEC警報灯はFADEC注意灯の点灯に伴い先行されて点灯する。

EBAT FAIL注意灯はバックアップ（セカンダリー）パワー・サプライが故障した時には点灯する。バックアップ（セカンダリー）・バッテリーへの充電電流の高すぎ、充電が低い、バッテリーの劣化、バックアップ（セカンダリー）・バッテリー充電用電線の欠落、プライマリー・パワー・ソースがOFF、若しくは故障した場合に点灯する。

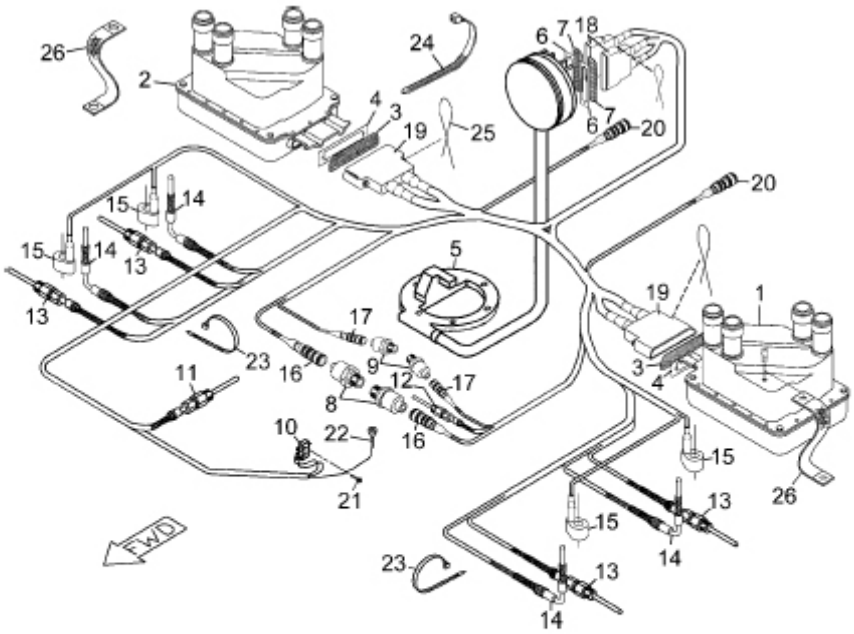
PPWR FAIL警報灯の点灯はFADECシステムがプライマリー・エレクトリカル・パワー・サプライの断絶、バックアップ（セカンダリー）・パワー・サプライの電圧がプライマリー・バスより高いか、プライマリー・パワー・ソースがOFF、若しくは故障によりバックアップ（セカンダリー）・パワー・サプライより電力の供給を受けていることを表す。

燃料ポンプの表示例については第3章-非常操作、及び第4章-通常操作を参照のこと。

図7-15　ヘルス・ステータス・アナンシエータ（HSA）

FADECセンサー・セット

FADECシステムの主要構成機器は低電圧ハーネスを使用して接続されている。このハーネスは、二つのエレクトリック・コントロール・ユニット（ECUs）間に航空機電源、イグニッション・スイッチ、スピード・センサー・アッセンブリ（SSA)、ヘルス・ステータス・アナンシエータ（HSA)、温度、及び圧力センサーの信号を伝達している。スピード・センサー・アッセンブリ、燃料圧力センサー、及びマニホールド圧力センサーを除く、燃料噴射コイル、及び全てのセンサー類は低電圧ハーネスで接続されている。



1. Electronic Control Unit
2. Electronic Control Unit
3. Sealant Strip
4. EMI Gasket
5. Speed Sensor
6. EMI Gasket
7. Sealant Strip
8. MAP Sensor
9. Fuel Pressure Sensor
10. Throttle Position Switch (TPS)
11. MAT Sensor
12. MAT Sensor
13. EGT Sensor
14. CHT Sensor
15. Fuel Injector Solenoid
16. Six-pin connector
17. Six-pin connector
18. Twenty-five-pin Connector
19. Fifty-pin Connector
20. Nineteen-pin Connector
21. Screw
22. Ground Terminal
23. Cable Tie
24. Safety Tie
25. Lockwire
26. Ground Strap

図7-16　FADEC センサー・セット

FADECイグニッション・システム

IOF-240-B型発動機のイグニッション・システムはFADECシステムの一部を成している。従来のマグネット・イグニッション・システムとは異なり、そのタイミングはFADECコンピュータにより電子的に制御される。FADECのイグニッション・サブシステムは発電式ではないが、航空機電源系統から直流の十分な電力供給を受けている。

システムのバックアップのために、FADECは二つの航空機電源系統を持っている。航空機にFADEC Aと表示されたプライマリー・パワー・ソースは、オルタネータ、及び/若しくは航空機のプライマリー・バッテリーから電力供給を受ける。これは航空機のメイン・パワー・ディストリビューション・バスである。

FADEC Bと表示されたセカンダリー・パワー・ソースは、分離型バッテリーより電力供給を受ける。航空機のメイン・パワー・ディストリビューション・バスが機能しているときには、充電回路がFADEC Bバッテリーを充電している。このように二次的にFADEC B バスを作動させている。

航空機のプライマリー・パワー・システムが故障した場合には、セカンダリー・バッテリーは、プライマリー・バッテリーの放電も含め、適当な空港まで飛行し着陸するまでの間、十分にFADEC Bを介してFADECに電力を供給する。

警　告

バッテリーが適切に整備され、完全充電状態であれば、発動機はエマージェンシィ（セカンダリー）・バッテリーにより60分以上通常に運転を継続できる。EBAT FAIL注意灯とPPWR FAIL警報灯が点灯してから60分以内に着陸すること。

FADECシステムはFADEC Aバス、FADEC Bバス、若しくは両バスからの電力供給で十分機能する。飛行前における両システムの機能点検用スイッチが設けられている。FADEC ヘルス・ステータス・アナンシエータのPPWR FAIL警報灯、及びEBAT FAIL注意灯は片側、若しくは両方の電源からの電力供給を確認するために点灯する。

FADEC 燃料インジェクション・システム

航空機の燃料系統からの燃料は、発動機駆動式燃料ポンプ入口へ導かれる。これは発動機前方左側に設けられ、且つカムシャフトでギア駆動されている。

発動機駆動式燃料ポンプに流れた燃料は遠心分離機を通り、燃料気化成分が除かれて航空機の燃料タンクに戻される。次に、燃料はポンプ・エレメントを通過しその圧力が増加される。発動機回転速度でポンプの効率が変化すため、ポンプは発動機燃料インジェクターの必要量を超える様に、多くの圧力、及び流量を確保するように設計している。

アジャスタブル・リリーフ・バルブは低回転時のポンプ吐出を調節し、アジャスタブル・インターナル・オリフィスは高回転時での圧力を調節している。これらの調節装置はFADECシステムを十分に機能させるために必要である。

燃料圧力はVM-1000FX 統合発動機計器システムに表示されるか、若しくはポータブル（ラップトップ型)・コンピュータをFADECシステムのデータ・アウトプットに接続して確認出来るようになっている。Diagnosticソフトウェア、及び接続に必要なケーブルは、テレダイン・コンチネンタル・モータース社（TCM）から入手できる。

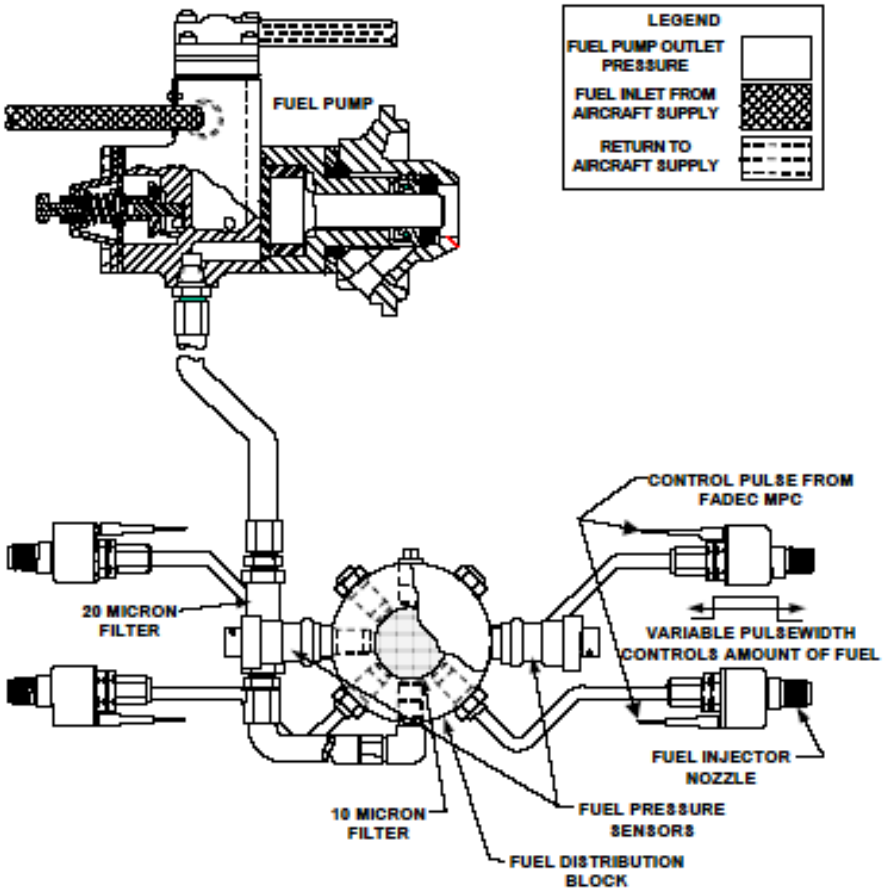


図7-17　FADEC 燃料 インジェクション・システム

発動機オイル・システム

発動機オイルは6クォート容量のプレス・スチール製タンク（サンプ）に貯蔵され、発動機クランクケースの下部に設けられている。滑油タンクにはオイル・ディップスティック付きのフィラー・キャップと共に、オイル・フィラー・チューブが取付けられている。ギア式の発動機オイル・プレッシャー・ポンプが発動機の後方に設けられ、これに滑油タンク内へ延びるピックアップ・チューブが取付けられている。これは発動機カムシャフト・ドライブ・ギアによって駆動される。

滑油は滑油ポンプで加圧される。レギュレータ・バルブは発動機回転速度が変化しても、限界内に滑油圧力を維持し、余分な滑油を滑油タンクに戻す働きをしている。ポンプからの滑油は発動機アクセサリー・ケース左側に設けたオイル・フィルター、及びオイル・クーラー・アダプターへ流れる。

オイル・クーラーは滑油温度を調整する“バーナザーム”サーモスタティック・コントロール・バルブを内蔵した外付けのオイル・クーラーへ導き、更にオイル・フィルター・エレメントへと流してゆく。インテグラル・バイパス・バルブはオイル・クーラー、若しくはオイル・フィルターが閉塞した時に開く様になっている。発動機計器用の滑油温度センサーもまたオイル・クーラー・アダプターに取付けられている。滑油圧力センサーは防火壁上に、発動機に対して鉛直に取付けられている。

滑油の配管、及び貫通孔がクランクシャフト、並びにカムシャフト・メイン・ベアリング、更にハイドロリック・バルブ・リフターへと滑油を導く様に発動機内部に敷設されている。クランクシャフト内部の貫通孔はコネクティング・ロッドの下部ベアリングへ滑油を導く。メイン、及びコネクティング・ロッド・ベアリングから漏れた滑油はクランクケース内で霧状となり、カム・ローブ、及びリフター下部面と同様に、コネクティング・ロッド・アッパー・ベアリング、及びシリンダー壁面へ給油する。加えてメイン・ベアリングに設けたオイル・ノズルが各ピストン下部に滑油を直接噴射し、冷却する。

ハイドロリック・リフターの滑油はバルブ・プシュロッドの穴を抜けてシリンダー・ロッカー・ボックスに流れ、ロッカー、バルブ・ステム、及びバルブ・ガイドを給油しプッシュロッド・ハウジングを経てクランクケースへと戻る。クランクケース内の余分な滑油はクランクケース、及びサンプ間の大口径孔を通り滑油サンプへ流れる。

発動機クーリング

空気はプロペラ後方のカウリング両側に設けた吸気口から発動機カウリング内に入る。シリンダー間の、フロント・シリンダー前方のそして後部シリンダー後方の垂直なバッフルはこの高圧力の力を受け、低温の空気をシリンダー、及びシリンダー・ヘッド・クーリング・フィンに通す。後部バッフルのダクトは高圧力流を直接取り入れ、低温の空気を防火壁に取付けたオイル・クーラーに導く。

低圧の暖かい空気はロゥワー・カウリング後部、防火壁前方の開口部を経て発動機コンパートメントに抜ける。オイル・クーラーの排気流も同様に排出される。

発動機エア・インダクション・システム／オルタネート・エア・コントロール

自然の空気は、塵や異物を吸着したり除去したりするために滑油を染込ませた布製のフィルター・エレメントを内蔵したエア・フィルター・アッセンブリを通して取入れられる。これは右側シリンダーの上に設けられている。このフィルターが閉塞、若しくは凍結してしまった場合には、操縦士はオルタネート・エアを選択して発動機排気周囲のヒーター・マッフからのフィルターを通らない暖かい空気の取入れを行う。オルタネート・エア・コントロールはセンター・コンソールの左下に設けたプル・プッシュ・ノブで行う。

発動機排気

排気系統は各シリンダーからの排気管と発動機下部に設けた1個のマフラーを言う。1本のオーバーボード・ディスチャージ・パイプがロゥワー・カウリングの右側を通して伸びている。

発動機の両側からの排気管はマフラーの左、及び右端に接続されている。これは円筒形で機軸を横切る様に発動機下部に取り付けられている。排気管のスリップ・ジョイントは排気系統の温度変化に対し寸法を変えて対応する。クランプは排気管をマフラーに固定している。

1本の排気管がマフラーから航空機の右側下方に伸び、排気ガスを機外に排出している。

発動機コントロール

発動機は操縦室センター・コンソールに取付けられたスロットル・レバーで制御されている。このレバーは一般的なスロットル・レバーと同様にレバーを前方へ動かすと発動機出力が増大する。

発動機コントロールにはOFF、R、L、BOTHに加えて、START位置がスプリング式になっている一般的な鍵型のイグニッション・スイッチ、及びFADECシステムへ電力を供給しているプライマリー、及びセカンダリー・パワーの制御をするための二つのレバーロック式のスイッチが含まれている。

この航空機に装備しているテレダイン・コンチネンタル・モータース式IOF-240B型発動機は、エアロサンス式“パワーリンク（tm）” フューエル・オーソリティ・デジタル・エンジン・コントロール・システム(FADEC)を搭載している。

このシステムは発動機の点火、及び燃料分配機能の両方を制御しており、マグネット（点火）やキャブレター、若しくは燃料インジェクション・システム（燃料分配）の様な既存装備品に変わるものである。FADECシステムの利点はデジタル・コントロールによるイグニッション・タイミングの調整、及び各シリンダー別への燃料分配機能にある。FADECはシリンダー毎に出力、及び燃費の最良値を与える様に、クローズド・ループ・フィードバック機能を備えている。加えてFADECはシングル・レバーによる出力調整とアイドル、離陸、上昇、巡航、降下、及び着陸を含む全ての運用に於いて発動機パラメーターを最大限に活用している。

発動機インジケーティング-VM1000

この航空機の全ての発動機計器は計器板左下に装備した1基のエレクトロニック・ディスプレイVM1000型に統合されている。これにはRPM、パーセント・パワー、マニホールド圧力、滑油圧力、及び滑油温度、燃料圧力、電気系統の電圧、オルタネータ出力アンペア数、更にグラフィック・ディスプレイで各シリンダーの排気ガス温度（EGT）とシリンダー・ヘッド温度（CHT）を表示する。発動機計器には“VM1000FX”サーキット・ブレーカを経てプライマリー電源系統から電力が供給される。

5つの押しボタン（左から右にボタン1～5）が機能選択用にディスプレイ・パネルの下に設けられている。VM1000FXは監視している発動機パラメーターが限界を超えた場合には“点滅信号”で操縦士にそれを知らせる。

回　転　計

回転計は1個のフル・スウィープ・グラフィック・アナログ・ディスプレイ、及び1個の4分割デジタル・ディスプレイの両方で表示される。カラー・レンジ・マークは発動機RPMを、通常、注意、及び赤線で表示することで、状態を迅速に提供できる。回転計中央のディジットは1分間当りの発動機回転速度を表す。RPMが変化した時には、安定の為RPMの指示に約3秒を要する。

発動機RPMが赤線に達した場合には、警報音が作動する。RPMディスプレイは警告状態が改善されるまで点滅で表示される。発動機が回転していない場合には、回転計デジタル・ディスプレイは発動機トータル・タイムを最大5999.9時間まで表示する。発動機タイムは使用時間が1500を超えると累計される。

図7-18　発動機インジケーティング　- VM1000

パーセント・パワー

パーセント・パワーは1個のフル・スウィープ・グラフィック・アナログ・ディスプレイ、及びデジタル・ディスプレイの両方で指示される。デジタル・ディスプレイも同様にパーセント・パワーを数字で指示する。カラー・レンジ・マークは出力の変化を迅速に表示できる。パーセント・パワー情報は通常全飛行中に指示されるため、巡航出力のセットの参考に使用できる。

パーセント・パワー・ゲージは正味出力のパーセンテージで、発動機の現在出力を示している。指示範囲は0～100。パーセント・パワーの最大値は100であり、この値に達するか、若しくは超えた場合には、警報音が作動する。

マニホールド圧力ゲージ

マニホールド圧力系統は1個のフル・スウィープ・グラフィック・アナログ・ディスプレイ、及び0.1 in. Hg.毎の1個の3分割デジタル・ディスプレイの両方で指示される。フル・スウィープ・グラフィック・ディスプレイは1” in. Hg.毎に表示される。カラー・レンジ・マークは出力が急激に変化した場合に、マニホールド圧力にその状態を迅速に表示するようになっている。

滑油圧力、及び滑油温度

滑油圧力、及び滑油温度は2つに分割されたフル・スウィープ・グラフィック、並びにデジタル・ディスプレイに常時指示される。

滑油圧力の上昇でグラフ・サイズは比例して増加する。デジタル・ディスプレイは1 PSI間隔で最大99 PSIまで表示する。発動機油圧が赤色線に達した場合には、警報音が作動する。この警告状態が改善されるまで指示は点滅で表示される。

滑油温度はグラフ、及びデジタルの両方で表示される。滑油温度の上昇でグラフ・サイズは比例して増加する。デジタル・ディスプレイは1 ℉ 間隔で最大300 ℉ まで表示する。滑油温度が赤色線を超えて上昇し、それをシステムが感知した場合には、指示はこの問題が改善されるまで点滅で表示される。

シリンダー・アナライザの操作- CHT、及びEGT

発動機アナライザ・システムは全てのシリンダー情報(シリンダー・ヘッド温度、及び排気ガス温度)をグラフ、及びデジタルの両方で指示しており、それをダイヤモンド・グラフ・ディスプレイと呼ぶ。カラー・レファレンス・マークはシリンダー・ヘッド温度に対して緑色、黄色、及び赤色線で表示される。

ダイヤモンド・グラフ・ディスプレイのデフォルト・モードが通常モードである。このモードに於いてシステムは緑色、黄色、及び赤色マーク間のCHTを指示し、左から右へシリンダー1から4を表す。EGTグラフはCHT赤色線より上に指示を表示する。不具合のCHT、若しくはEGT用プローブはグラフを空白で表示させる。CHTグラフの点滅は1本のシリンダーが過熱状態か、若しくは過冷却状態であることを表す。

通常モードでボタン1を押すと高画質モードを選択することができる。このモードでダイヤモンド・グラフ・ディスプレイは一時的にEGTを高画質で表示できる。再度ボタン1を押せば通常モードに戻すことができる。高画質モードではグラフの横に左右ブラケットが現れる。

デジタル・ディスプレイはそれぞれのEGT、及びCHT温度を対で指示し、定期的にシリンダー番号(E1 C1のように)を表示する。シリンダー１個が最大許容温度に達した場合には(シリンダー2が過熱状態の場合には、H2というように)、若しくは極端に冷やされた場合(シリンダー3が過冷却状態の場合には、C3というように)には、警告メッセージが表示される。デジタル・ディスプレイのデフォルトはピーク・ディスプレイ・モードである(P1表示はシリンダー1のEGTが最も高い、H3表示はシリンダー3のCHTが最も高い)。下記に示すようにボタン2を押すことによってあらゆる組み合わせを選択できる。

Display Mode	Cylinder Numbers	Probes Displayed
Cyl. 1 Pair	E1 C1	EGT 1 & CHT 1
Cyl. 2 Pair	E2 C2	EGT 2 & CHT 2
Cyl. 3 Pair	E3 C3	EGT 3 & CHT 3
Cyl. 4 Pair	E4 C4	EGT 4 & CHT 4
Peak Mode	P# C#	Max EGT/CHT

（最大EGT、及び最大CHTが同一シリンダーでは起こらない）

電気系統のモニタリング

VM1000は電圧、及び電流を、グラフ、並びにデジタルの両方で表示する。カラー・レンジ・マークはレベルを参照出来るように配置されている。電圧計、及び電流計の操作に関する詳細は、この章に後記する電気系統を参照のこと。

VM1000 オートトラック・システムの操作

'オートトラック'システムは指示した発動機パラメーターを監視することで操縦士の作業負荷を軽減させるように設計されている。大きな問題となる様な発動機パラメーターの僅かな変化を指示する事がある。'オートトラック'は、そのような変化が起った場合には、操縦士がその局面を分析し更に適切な行動を取るように、自動的に警告を発する。

いつ'オートトラック'を使用するか:

- 上昇– 上昇中にCHT、及び油温が上昇すると定期的に警告が発せられる。
- 巡航– 巡航中に何れかのパラメーターが選択された開始点から逸脱し始めると警告が発せられる。
- 降下– 降下中にマニホールド圧力が増加すると警告が発せられる。

どのように'オートトラック'を使用するか:

ステップ1　航空機を**安定**させる。必要なパワーにセットする(RPMとマニホールド圧力)。 安定させるために発動機時間には余裕をみること(発動機温度や圧力等)。

ステップ2　**'ボタン3'**を押す。'オートトラック'インディケータがディスプレイに作動し、システムがこの時点から発動機の性能を追跡し始める。

'オートトラック'システムは発動機と連動し、作動時の数値から発動機変化に対する監視を開始する。取消しには再度'ボタン3'を押すと、'オートトラック'インディケータが停止する。常時、再起動が可能である。

注　記

重大な警告状態が発生した場合には(滑油圧力の減少、CHTの高上昇など)自動的に‘オートトラック'モードが取り消される。

‘オートトラック’の警告表示:
発動機パラメーターが初期の設定値を越えると、システムは該当するグラフィック・ディスプレイと‘**オートトラック**’インディケータを点滅で表示させる。

変動値が大きい場合には、グラフィック・ポインタの1個(円形のスウィープ・ディスプレイのみ)が変動前の状態を表示する。これは操縦士に変化の重大性を認識させ、適切な処置を講ずる様促すためである。

警告状態を止めるには、パラメーターを以前の数値（例えば：マニホールド圧力を上昇値に調整する）に戻すか、若しくは単純に‘**ボタン3**’を押して‘**オートトラック**’システムを停止させる。

VM1000フライト・データ・レコーダ・システムの操作

統合発動機計器ディスプレイには、発動機運用時のパラメーターを飛行毎に確実に記録するためのフライト・データ・レコーダが1台装備されている。

記録されたデータは飛行中、若しくは飛行後にフライト・データ・レコーダから復元される。データは機体電源が切れても保存され、次の飛行で上書きされる。

最小、及び最大値は飛行中に自動的に記録され、次の飛行まで何時でも復元できる。発動機作動時には、回転数が1500 RPM以上になると常時記録される。

'フライト・データ・レコーダ'の使用方法:

1.'**ボタン5**'を押す。最初にセットされ、表示されるデータは飛行時の最小値である(最低油圧、最低電圧、及び最低電流数等)。RPMデジタル・ディスプレイは飛行時間を十進法で表示する。

2.再度'ボタン5'を押す。次にセットされるデータは飛行時の最大値である。(最大CHT、最大油温、最大RPM等)

3.再び'ボタン5'を押す。フライト・データ・レコーダの表示が消える。ボタン操作がされないまま20秒間たてば、これも表示が消える。

VM1000の追加機能

ボタン1を押したままにすると最初に発動機計器ディスプレイ・システムに電源が供給され(マスター・スイッチをONにした状態で)、“スウィープ”モードからグラフィック・ディスプレイに替わり、現在表示されている値を含めた全てのポインタ・セグメントが表示され、現在の数値が表示されたシングル・ポインタ・セグメントを閉じると、“ポインタ”モードへ移る。パワーアップ中に再びボタン１を押して変更するまでは、このシステムは選択したモードを維持する。

ボタン4は燃料流量表示モードと共に使用される。燃料流量、及びトータライザー・フューチャーの両ボタンはこの装備では機能しない。

プ ロ ペ ラ

MTプロペラは2-ブレード、固定ピッチ式のウッド・コンポジット・プロペラである。スピンナ・アッセンブリにはスペーサーとサポーティング・ハードウェア(P-1026)が含まれる。モデルはMT プロペラ・エンウック社製、MT Propeller式MT175R127-2Ca型である。

燃料系統

この航空機の燃料系統は胴体に装備した1個の燃料タンク、燃料ストレーナー・アッセンブリ（“ガスコレーター”）、電気式燃料ブースト・ポンプ、操縦室の燃料シャットオフ・バルブ、及びこれらを結合している配管類で構成されている。主翼内に燃料タンクは装備されていない。

加えて発動機の燃料系統構成機器には、発動機駆動式燃料ポンプ、燃料分配マニホールド、燃料フィルター、及び燃料インジェクション・ノズルがある。

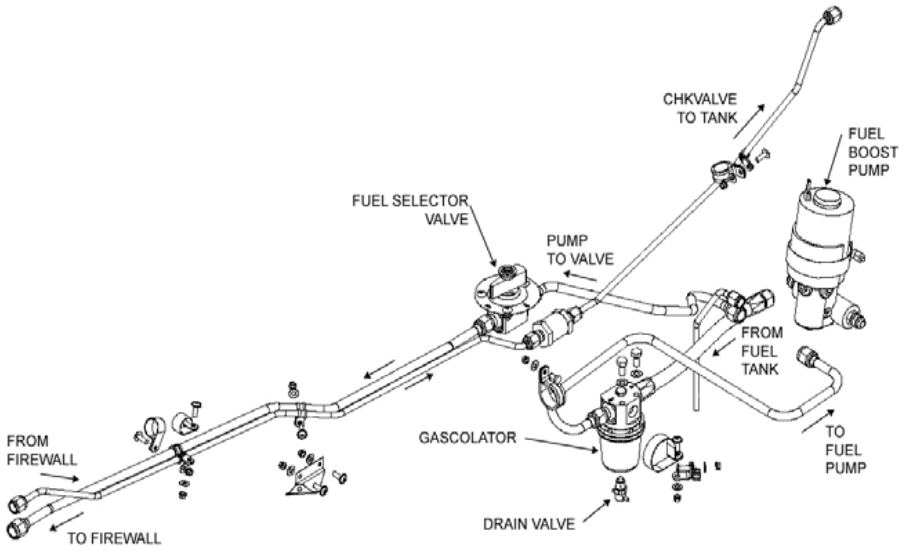


図7-19　航空機の燃料系統

燃料ブースト・ポンプ、及びスイッチ

燃料ブースト・ポンプの操作方法は、発動機のFADECシステムを介しての自動操作にするか、若しくは操縦士が計器板上のブースト・ポンプ・モード・スイッチ（BPMS）を使って手動で操作するか、選択することができる。自動操作（FADECシステムの制御による）は燃料ポンプ・リレーを介してコントロールされる。手動操作（BPMSを“ON”位置にする）は燃料ポンプ・リレーを通らずに、電力を燃料ブースト・ポンプに供給する。ブースト・ポンプ・モード・スイッチは1個の3段階式スイッチで後部センター・コンソールの中央に配置されている。

燃料油量計

燃料表示システムは燃料タンクに取付けた1個のキャパシター型プローブ、及び左側計器板上に配置した1個のインディケータで構成される。キャパシター型プローブには可動部品がない。燃料表示システムには燃料系統のサーキット・ブレーカを介して航空機電源系統から電力が供給されている。

燃料シャットオフ・バルブ

燃料シャットオフ・バルブは操縦室センター・コンソールの後部に配置されており、OFFとON 位置がある。バルブ・ハンドルの中央にあるボタンは、バルブをOFF位置に動かすために持ち上げておくこと。

燃料タンク・サンプ・ドレイン・バルブは押し開き式になっている。これは燃料タンクの底部に在り、胴体部のベリー・フェアリング開口部を通じて利用する。バルブを開けた後に回転させるとバルブは開いたままとなり、燃料を抜く場合などに利用する。

1個の同型バルブが追加されており、胴体部のベリー・フェアリングわずか前方の開口部を通して、燃料系統のストレーナー（ガスコレータ）から燃料や溜まった水、若しくは沈殿物を除去するために利用する。

注　意

2個の燃料ドレイン・バルブは燃料タンク、及び燃料シャットオフ・バルブ間の装置内に装備されている。従って、全てのタンクの内容物は燃料シャットオフ・バルブ位置に関わらず、どちらのバルブからも取除くことができる。

燃料ベント

燃料系統はタンク天井面の燃料ベント/リターン・フィティングから、胴体底面のラベルの貼られた開孔部に延びた1本のベント・ラインを介して大気中に通気される。このベントはノン・アイシングを考慮している。

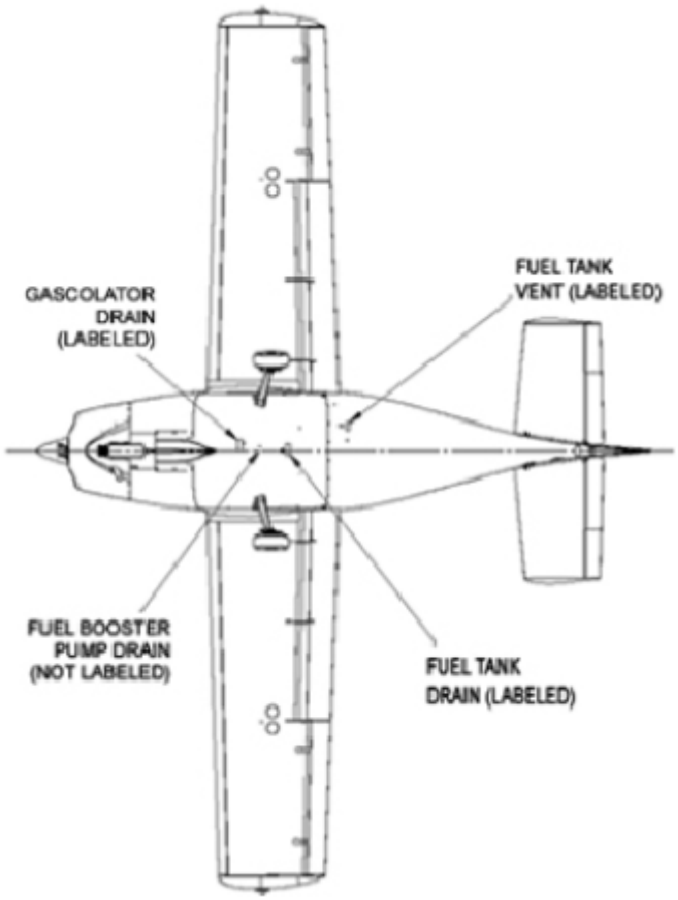


図7-20　燃料　ドレイン・ベントの位置

電 気 系 統

プライマリー・バッテリー

プライマリー・バッテリーはガス化合型、容量24アンペア・アワー（Ah）のバッテリーである。このバッテリーは発動機始動時の電力を供給し、オルタネータの不良時には電源のバックアップとして、電気系統の変動による機能低下の際の補助として使用する。プライマリー・バッテリーは70アンペアのサーキット・ブレーカを介して航空機電源系統（発動機の始動回路を除く）に接続される。これはバッテリー、及び後部胴体の電気装備品棚に取付けられており、貨物室後部のクローズアウトを取外すことで点検できる。このタイプのバッテリーは点検が不要である。

セカンダリー・バッテリー

セカンダリー・バッテリーは点検不要のガス化合型のバッテリーで、容量12アンペア・アワー（Ah）を有し、胴体後部のバッテリー、及び電気装備品棚に固定されている。このバッテリーの用途は、プライマリー・パワー（オルタネータ、及びプライマリー・バッテリー）の消失時には発動機FADECシステム、姿勢指示器、及び旋回計の非常用バックアップ・パワーとして用いる。この出力はFADEC Bシステム、及び飛行計器（姿勢指示器と旋回計）のバックアップのためだけに利用される。セカンダリー・バッテリーは最悪の条件下（発動機のRPMが高い、燃料流量が多い）で、全ての航空機出力が損失した後、FADEC Bシステムを60分以上運用できる。

電気系統が正常に作動していればセカンダリー・バッテリーはSPSC（スタンバイ・パワー・ソース・サーキット）サーキット・ブレーカを介して常時充電されている。

警　告

セカンダリー・バッテリーは航空機の電気式燃料ブースト・ポンプに電力を供給していない。機体のプライマリー・エレクトリカル・パワー、及び発動機駆動式燃料ポンプとの同時故障は発動機停止を引き起こす。

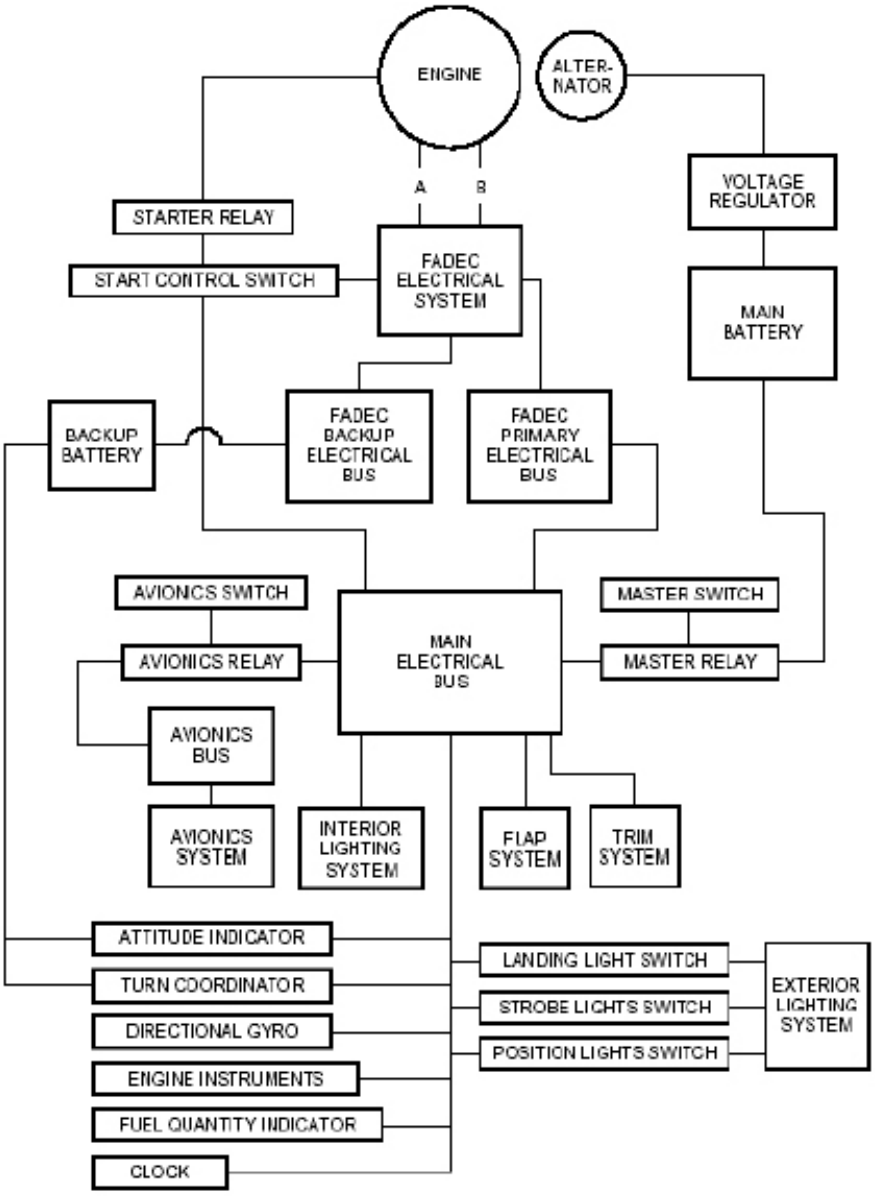


図7-21　電気関係のブッロク線図

オルタネータ・システム

航空機電源系統のためのプライマリー・ソースは、発動機の右側前方に装備され、メイン発動機シャフトのプーリに留められた1本のVベルトによって駆動される1基の60アンペア・オルタネータである。

1個のオルタネータ・コントロール・ユニット（ACU）は電圧、及び電流を運用限界値以内に維持する様にオルタネータの出力をコントロールする。ACUはオーバー・ボルテージ・プロテクション機能を備えており、出力電圧が15 VDCを超えた場合には、航空機電源系統から自動的にオルタネータを切り離す。瞬間的に過電圧が生じた場合には、マスター・スイッチのALT側をOFFにした後ONに戻す操作でACUがリセットされる。

マスター・スイッチ

2分割式の“スプリット型”マスター・スイッチは、バッテリーとオルタネータ出力をメイン・パワー・ディストリビューション・バスへ繋ぐためのコントロールを行っている。スイッチのBATT側をON位置に動かして、バッテリーと電気装備品棚に取付けたプライマリー・バッテリー・コンタクター(リレー)のコイルが接地して回路が完成し、コンタクターが閉じ、バッテリーが航空機電源系統に接続される。

スイッチのALT側をON位置に動かして、メイン・ディストリビューション・バスにある5アンペアのALT FIELDサーキット・ブレーカからオルタネータ・コントロール・ユニット(ACU)までの回路を完成させ、オルタネータに通電させる。マスター・スイッチのBATT側とALT側は機械的に連動しており、ALTスイッチをONにするためにはBATTスイッチをONにしなければならない。従って、バッテリーはオルタネータが作動中であれば常時メイン・ディストリビューション・バスに接続されている。しかしながら、スイッチのALT側はBATT側がON状態でもOFF位置にでき、バッテリーが電気系統に電力を供給している間でもオルタネータを切ることが可能である。

アビオニクス・パワー・スイッチ

この航空機に装備された全てのアビオニクス機器は、アビオニクス・バスの個々のサーキット・ブレーカから電力が供給されている。このバスは25アンペアのサーキット・ブレーカ、及びマスター・アビオニクス・リレーを介してメイン・ディストリビューション・バスに接続されている。

マスター・アビオニクス・リレーは“フェイル・オペレーショナル”型（リレーが通常閉じているもの）で、パネル・マウント式のアビオニクス・マスター・スイッチによってコントロールされる。電力がメイン・ディストリビューション・バスに供給され、アビオニクス・マスター・スイッチがOFF位置の場合には、リレーをOPEN位置にするための電力が供給され、アビオニクス・バスからの電力は切り離される。アビオニクス・マスター・スイッチがON位置に動いた場合には、アビオニクス・マスター・リレーが通常のCLOSE位置に戻るため、アビオニクス・バスに電力が供給される。リレー、及びアビオニクス・マスター・スイッチが故障した場合には、同様にしてアビオニクス・バスから電力が供給される；このような故障時おいても、個々のアビオニクス・ユニットは個々のスイッチのON-OFFを切替えることによって、電源を切り替えることができる。

電圧計/電流計

電圧計、及び電流計の機能は統合発動機計器ディスプレイ・システムの項で記載しているので、本項では概要についてのみふれる。

電圧計、及び電流計の両ディスプレイはアナログ（ポインタ）、並びにデジタル指示で表示される。それぞれアラーム機能を備えており、常用範囲を超えて運用した場合には、ディスプレイが点滅する様になっている。

電圧はグラフ、及びデジタルの両方で表示される。カラー・レンジ・マークは電圧レベルの確認用に施されている。電圧の上昇で、グラフ・サイズは比例して増加する。このシステムには警報装置が内蔵されており、電圧が常用範囲を逸脱すると（低過ぎる、若しくは高過ぎる）とグラフが点滅する。

電流計はロード・メーター型で、オルタネータがメイン・ディストリビューション・バスに供給している電流の総量値を表示する。オルタネータの故障時には、バッテリーの放電値は表示しない。

アンペア数はグラフ、及びデジタルの両方で表示される。カラー・レンジ・マークは電流レベルの確認用に施されている。アンペア数の上昇で、グラフ・サイズは比例して増加する。デジタル指示は電流値を1アンペア刻みで表示する。

電流計は‘オルタネータ・ロード・メーター’機能を有し、オルタネータから航空機電源系統へ流れる電流の値を表示している。電気負荷の大きい装備品を選択すると電流計の指示は増加する。

この電流計には警報装置が内蔵されており、オルタネータ出力が設定値を超えた場合には、点滅表示になる。これは地上で発動機アイドル・スピードが非常に低い場合等にも起こり得るが、この様な状況では正常と判断する。

ALT FALT 注意灯

計器板上の1個の黄色 **ALT FAIL** 注意灯が、オルタネータが航空機電源系統へ電力を供給していないこと指示するために点灯する。

オルタネータが瞬間的に過電圧状態になり自動的に解除された場合には、マスター・スイッチのALT側をOFFにした後ONに戻すとリセットできる。オルタネータが復帰すれば注意灯は消灯する。ALT FAIL注意灯の点灯が続く場合には、オルタネータは故障しており、発動機やFADECシステムへのプライマリー・エレクトリカル・パワーの損失を避けるため、出来るだけ早く着陸すること。

注　意

電気負荷を軽減させるために、オルタネータの故障後は全ての不要な電気装備品をOFFにすること。もしプライマリー・パワーが復帰出来ない場合には、FADECシステムはバックアップ（セカンダリー）・バッテリーから電力が供給され、プライマリー・バッテリーはバックアップ（セカンダリー）・バッテリーと同レベル、若しくはそれ以下まで放電する。FADECのバックアップ（セカンダリー）・バッテリーは1時間程度FADECに電力を供給できる。バックアップ（セカンダリー）・バッテリーでの飛行時間はHSAパネル上のPPER FL警報灯が点灯した時点から数えること。出来るだけ早く着陸すること。

プッシュ・テスト・スイッチはALT FAIL注意灯の点検用に取付けられている。このスイッチは注意灯の点検のみで、ACUの警報回路の点検ではない。

サーキット・ブレーカ、及びヒューズ

この航空機の殆どの電気回路はメイン・ディストリビューション・バス、及びアビオニクス・バスからのサーキット・ブレーカで保護されている。これらのサーキット・ブレーカは各々の回路が過負荷に陥るとトリップする（“飛び出す”）。

トリップしたサーキット・ブレーカを復帰するには、サーキット・ブレーカ冷却のため数分間待ち、次にプランジャーを押込む。再度トリップする場合には、飛行中に於いてリセットしてはならない；整備点検を要す。

その他ノン・クリティカル回路は航空機の様々な位置に取付けたヒューズによって保護されている。ヒューズ・ホルダーはパネル・マウント式、若しくはインライン式の何れかで取付けられている。各ヒューズの取り付け位置、回路、及び定格について以下の表を参照すること。

Fuse no.	Device (circuit)	Fuse location	Fuse rating
1	Clock	At Battery Relay	1Amp
2	FADEC B Power	At Backup Battery	10 Amp
3	Alternator Fail Annunciation	At Alternator	5 Amp
4	Starter Engaged Annunciation	At Starter Relay	1 Amp
5	Avionics Relay Coil	At Starter Relay	1 Amp
6	VM1000 FX Voltage Sense	Behind Circuit Breaker Panel	2 Amp
7	Voltage Regulator	At Battery Relay	1 Amp

表7-1　ヒューズ位置

外 部 照 明

外部照明には各主翼端にあるポジション・ライト、及びストロボ・ライト（アンチ-コリジョン）との一体式ライト、並びに機首部に取付けたランディング・ライト/タクシー・ライトがある。

各翼端に取付けられた2つのポジション、及びストロボ・ライトは赤色（左翼)、若しくは緑色（右翼）で構成され、前方と側方から視認でき、白色のポジション・ライトは側方と後方から視認でき、ストロボ・ライトは側面から180°を超えた位置で視認可能である。

ポジション・ライトは計器板上のスイッチで操作し、POSITION LIGHTS のサーキット・ブレーカを介して航空機電源系統から電力が供給される。

ストロボ・ライトは胴体後部にあるバッテリー、及び電気装備品棚に装備したハイ・ヴォルテージ・パワー・サプライから電力が供給されている。パワー・サプライへのプライマリー・パワー・ソースは計器板上のスイッチによって操作され、STROBE LIGHTS サーキット・ブレーカから電力が供給される。

内 部 照 明

内部照明は多くの主要な飛行計器のための内部照明、補助計器類のポスト・ライト、統合発動機計器ディスプレイの内部照明、及び天井のオーバーヘッド LED フラッドライトで構成されている。加えて、任意のアビオニクス装置、計器類の内部照明、及びパネル照明が設置されている。

オーバーヘッド・フラッドライトを除く全ての内部照明は LIGHTING サーキット・ブレーカを介して航空機電源系統から電力が供給されている。オーバーヘッド・フラッドライトは HEADSET/OH LIGHT 3-アンペアのヒューズを介して電力が供給される。

幾つかの計器照明、及び表示の内部照明は、少容量の120 VAC 電流で作動するエレクトロ・ルミネセント・パネルから電力が供給される。この電流は1台のソリッド・ステート・インバーターから供給される。この他の内部計器照明は低電圧直流を使用している。インバーター、及び低電圧照明の双方に於ける入力電流は、計器板上のINSTRUMENT LIGHT ディマーによって調節される。

統合発動機計器ディスプレイの内部照明は1台のインテグラル・エレクトロ・ルミネセント・パネルから電力が供給される。このパネルへは発動機ディスプレイ・リモート・プロセッシング・ユニットへ繋がる1台の独立した小さなインバーターから電力が供給される。このインバーターの入力用の変動電圧は、ポスト・ライト、及び任意装備のアビオニクス装置の内部照明と同様に、計器板上のPOST LIGHT ディマーによって調節される。

オーバーヘッド LED フラッドライトはライトに隣接したON-OFFスイッチにより操作される。

キャビン・ベンチレーション

航空機の両側に設けた2個のNACA型フラッシュ・インレットはキャビン側壁のアジァスタブル・クーリング・ベントに外気を導く。これらベントの方向は操縦士、及び乗客が調節し、流量の調節、停止が出来る。

1個のオペラブル・ベント、及びクリア・ビジョン・ウインドウが各キャビン・ドア/ウィンドウ・ユニットに装備されている。

ストール・ワーニング・システム

左主翼前縁に設けた1個のスタグネーション・プローブ（ストール・ワーニング・ベーン）は、計器板後方に設置した1個の警報装置に接続されている。この装置は失速しそうな状態を操縦士に警告するために、航空機の失速速度より約5～10 knots高い速度で警報音を発する。

ストール・ワーニング・システムは1アンペアのサーキット・ブレーカを介してプライマリー電源系統から電力が供給されている。

ピトー・スタティック・システム

ピトー・スタティック・システムはピトー、及び静圧の空気圧力を、対気速度計、高度計、昇降計、及び任意装備のエンコーダーを作動させるために供給している。

左主翼下面に設けたコンビネーション・プローブは、ピトー圧力（全圧）を対気速度計に、静圧力を全ての空気力で作動する計器類に供給している。ピトー、及び静圧両方の空気配管用ドレイン・ループが外気中の湿気による系統の閉塞、若しくは計器の損傷を防ぐためにプルーブに接続されている。これらループのドレインが必要な場合には、胴体部のベリー・フェアリングを取外すと作業が容易である。

対気速度計

対気速度計はピトー圧力、及び静圧力にて作動する空盒（くうごう）計器である。これは指示対気速度（IAS）をノットで表示し、作動には航空機電源を必要としない。この計器は“T字型”配列の左上に装備している。（図7-22参照）

高　度　計

高度計は静圧力にて作動する空盒（くうごう）計器である。これは3本の指針によって平均海水面（MSL）上からの高度を表わす。最も大きい指針は百フィートで、次に小さい指針は千フィートで、そして一番小さな指針（計器の中心から計器のへりに在る1個の内側向き三角形までの一本の細い線）は万フィートを指示する。

７時位置に在る１個の設定ノブ、及び3時位置に在る設定窓（コールスマン・ウインドウ）で、高度計の任意場所での気圧を設定する。気圧調整スケール、及び高度計ポインタの両方を動かし、交互の気圧調整を推奨する。高度計の読みは気圧調整スケールの設定と和合している事。

高度計の作動には航空機電源を必要とせず、そして“T字型”配列の右上に装備している。（図7-22参照）

昇　降　計

昇降計は静圧力で動く空盒(くうごう)計器で、航空機の上昇、若しくは降下での垂直速度を1000 FPMまでフィート・パー・ミニッツで指示する。この値を超えての垂直速度ではインディケータが“ペグ“になり、計器の損傷を防ぐ。航空機の垂直速度が計器の常用運用範囲内に戻れば、通常の指示に回復する

昇降計の作動には航空機電源も必要としない。この計器は“T字型”配列右下に装備される。(図7-22参照)

図7-22　主要計器板

ピトー・ヒート・スイッチ

ピトー・ヒート・スイッチはバッテリー/マスター・スイッチの左側に取り付けられている。スイッチを入れるとピトー・ブレード内のヒーター・コアへ電力が供給され、スイッチの電源ライトが点灯する。ピトー・ヒートの使用は凍結状態が予想される場合のみとしておくこと。

ピトー・ヒート･ライト

ピトー・ヒート・スイッチの上部左寄りに、ピトー・ヒート指示灯が取付けられている。ピトー・ヒート・スイッチが ON でピトー・ヒート・システムが機能しない場合には1個のLEDが点灯する。このライトは計器の右側にあるスイッチを直接操作することによって、照度、若しくは増減光の点検、及び調節をすることができる。

オルタネート・スタティック・ソース

オルタネート・スタティック・ソースはピトー・ブレード・スタティック・ポートと同様なシステムである。これはブレード・スタティック・ソースが何らかの理由で機能不良に陥った場合に使用する。これはセンター・コンソールの左側、操縦士の右膝上、計器板下部に設けられている。操縦士がオルタネート・スタティック・ソースを選択すると、静圧で作動している計器は僅かに異なって作動する。(較正表について第5章参照)

アビオニクス、及び航法

マグネチック・コンパス

マグネチック・コンパスはウィンドシールドの上部付近に取付けられている。このマグネチック・コンパスの作動に航空機電源は必要でない。コンパスの内部照明はディマーで調節できる。

姿勢指示器

姿勢指示器（“ジャイロ・ホライゾン”）は航空機のピッチ、及びバンク角を表示するジャイロスコープ式の計器である。この計器にはプライマリー電源系統から“ATTITUDE GYRO”サーキット・ブレーカを介して電力が供給される。

6時方向の調整ノブは航空機の巡航ピッチ姿勢、及び/若しくは操縦士の目線の変化に応じて補正するための計器のミニチュア飛行機を垂直方向に動かす。

赤いフラッグは電力の消失、若しくはジャイロ・ホイールの回転速度の不足状態を、操縦士に警告するためのものである。電力が最初に供給されて、フラッグが計器内から消えるのに約1分の経過を要す。フラッグは電力が消失すると直ぐに現れる。この計器は電力が消失してから2分程度は使用可能な姿勢指示を表示し続ける。

姿勢指示器は“T字型”配列の上段中央に装備している。（図7-22参照）

定　針　儀

定針儀、若しくはヘディング・インディケータは航空機の飛行方位を指示するジャイロスコープ式の計器である。この計器にはプライマリー電源系統から“DIRECTIONAL GYRO”サーキット・ブレーカを介して電力が供給されている。

計器の7時方向にある“プッシュ・ターン”式の調節ノブはマグネチック・コンパスに合わせて設定する為に使用する。この調整はジャイロの始動時から偏流と摂動の補正のための間隔をもうけて、操縦士によって行われなければならない。

赤いフラッグは電力の消失、若しくはジャイロ・ホイールの回転速度の不足状態を操縦士に警告するためのものである。電力が最初に供給されて、フラッグが計器内から消えるのに約1分の経過を要す。フラッグは電力が消失すると直ぐに現れる。この計器は電力が消失してから2分程度は使用可能な姿勢指示を表示し続ける。

定針儀は“T字型”配列の下段中央に装備している。(図7-22参照)

旋　回　計

旋回計は航空機の旋回角速度を示すジャイロスコープ式の計器である。チルテッド・レート・ジャイロが使用されて、最初の傾きが旋回で与えられ旋回計に表示される。標準旋回角速度（3°／秒）は、計器内のミニチュア飛行機のウイングチップを白いインデックス・マークに合わせる。

旋回計のジャイロにはプライマリー電源系統から“TURN COORD”サーキット・ブレーカを介して電力が供給される。赤いフラッグは電力の消失を操縦士に警告するためのものである

1個の錘のボールが、緩衝液体で満たされた曲がったチューブの中で動いて、航空機の縦軸についての調整若しくは変更を指示する。このボールには航空機電源を必要としない。

旋回計は“T字型”配列の下段左側に装備している。(図7-22参照)

オーディオ・システム

GARMIN社製GMA 340のオーディオ・コントロール・パネルはアビオニクス・スタックの最上部に在り、“AUDIO”と表示された5 ampのサーキット・ブレーカによって保護されている。このコントロール・パネルはオーディオ・アンプ、オーディオ・セレクション、マーカー・ビーコン・コントロールで構成され、音声はヘッドセット、及びマイクロホンのインターカム・システムにて入力される。このシステムは3個のトランシーバー、COM1、COM2、及びCOM3、並びに5個の受信機、NAV1、NAV2、ADF、DME、及びMKRのオーディオ切換えが可能である。受信用オーディオ・ソースを選択するのに使用するプッシュ・ボタンがヘッドホン用にも用意している。フェイル・セーフ・モードが電源を切るか、若しくはマイク・セレクタ・スイッチをOFFにすると、操縦士のヘッドホンとマイクロホンをCOM1に接続する。

ヘッドセットとマイクロホンの装着

航空機にはマイクロホン内蔵した2つのヘッドセットが準備されている。マイクロホン・ヘッドセットは操縦士、及び副操縦士/助手席の操縦桿上部に設けた遠隔のプッシュ・トーク・スイッチを使用する。ヘッドセットとマイクロホン（MIC）のパワー・ジャックは、操縦士、副操縦士/助手席の座席後方、天井部に設けてある。

両ヘッドセット用オーディオはオーディオ・コントロール・パネル上の個々のオーディオ・セレクタ・スイッチで操作し、ボリューム調整は選択した受信機のボリューム調節を使用して行う。音楽用の入力ジャックも装備している。

図7-23　GARMIN GNA 340 オーディオ・パネル

GPS ナビゲーション

航空機には2基のGPS航法機器の搭載が可能で、GARMIN GNS 530、及び/若しくはGARMIN GNS 430である。装備済の場合には、GNS 530がプライマリー・システムで上方のCDIに接続されている。これはカラー・ムーブィング・マップにGPS、COM、VOR、LOC、及びグライドスロープをアップグレードした装備をしている。

GNS 530は操縦士の情報提供用に5 inのカラー・ディスプレイを持ち、全てのファンクション・キー、電源スイッチ、MSG、NAVステータス・アナンシエータ、及びジェプセン・NAVデータ・ポートがフロント・パネル上に備えられている。GNS 530は航空機電源系統から12 VDCの電力が供給されており、胴体上部に設けた前方上部のGPS/COM複合アンテナに接続されている

図7-24　GARMIN GNS 530

GARMIN GNS 430 GPS/NAV/COMはGNS 530とほぼ同様の機能を有しているが、GNS 530よりも小柄な機器である。これは航空機電源系統から電力が供給されており、航空機の胴体上部に設けた後方のGPS/COM複合アンテナに接続されている。GNS 430は下方のCDIに接続されている。

図7-25　GARMIN GNS 430

図7-26　アビオニクス・スタックと任意装置

コミュニケーション(COM)トランシーバー

2基のVHFコミュニケーション(COM)トランシーバーをVHF通信用に装備することが出来る。送信、及びその操作機能は装備していればGARMIN GNS 530、とGNS 430に搭載済である。トランシーバーは周波数の範囲以内で全ての狭く、広いVHF送信帯を受信する。信号はアンテナでピック・アップされ、ヘッドセットへの分配にGMS 340オーディオ・パネルへケーブルを通して送られる。

COM1はGNS 530に、COM2はGNS 430に割り振られる。この2基のトランシーバーにはアクティブ、及び予備の周波数表示、周波数記憶装置、周波数を選択するためのノブが装備されている。これらは118.00から136.975MHzまでの周波数領域にて、それぞれ720チャンネル（25KHz毎）若しくは2280チャンネル（8.33KHz毎）で運用する。サーキット・ブレーカは各々10 Ampで、COM1とCOM2の表示が付けられている

ナビゲーション(NAV)レシーバー

GARMIN GNS 530（装備してれば)、及びGNS 430は VHF オムニレンジ/ローカライザー（VOR/LOC)、並びにグライドスロープ（G/S）機能を備えた統合ナビゲーション・レシーバーである。VOR/LOCレシーバーは108.000MHzから117.950MHzまでの周波数領域を50KHz毎に運用している。グライドスロープは329.150から335.000Mh までの周波数領域を150KHz毎に運用している。レシーバーにはアクティブと予備の周波数表示、周波数記憶装置、及び周波数を選択するためのノブが装備されている。VORとLOCのIDENTオーディオ出力はオーディオ・システムから電力供給を受けている。NAVアンテナは垂直尾翼の最上部に装備されている。2個の5 Ampサーキット・ブレーカがNav1、及びNav2の表示で設けられている。

トランスポンダ

この航空機にはスコーク機能を内蔵した1基のGARMIN GTX 327 ATC Mode C（識別、及び高度）トランスポンダが装備されている。トランスポンダのシステムは統合レシーバー/トランスミッタ・コントロール・ユニット、1個のアンテナ、及び1個のアティチュード・デジタイザーで構成される。この送受信機は地上の二次レーダー送信機からの呼掛けを受信し、その後ATCセンターへ呼掛け信号を送信する。デジタル化された高度情報が航空機の静圧系統内で測定したアティチュード・デジタイザー（エンコーダー）から提供される。トランスポンダの制御はアクティブ・コードの表示、コードの選択、IDENTボタン、及びテスト機能で構成されている。表示は白昼表示しTRANSと標識された3 Ampのサーキット・ブレーカによって保護されている。トランスポンダのアンテナは胴体部下面のベリー・パネルの後方に装備している。

図7-27　GARMIN GTX 327

アワー・メータ

航空機には発動機の運転時間を記録するためのアワー・メータが装備されている。アワー・メータはサーキット・ブレーカ・パネルの右下に取付けられ、1 ampのヒューズで保護されている。これは発動機オイル・プレッシャー・スイッチとメイン・パワー・バスの間に接続されている。

デジタル時計/外気温時計

デジタル式電気時計が計器板の下部、旋回計のやや左側に取付けられている。これはバッテリーからリモートの1アンペアのヒューズを介して、航空機電源系統が機能していない時でも正確な時間を維持出来るように直接に電力を受けている。デジタル式外気温度計がデジタル時計に統合装備されている。更にこの時計には電圧計も統合装備されている。“Volts”と“OAT”間の表示を替えるには、センター・トップ・ボタンを押す。時計機能は下部の2個のボタンで調整する。

第 8 章

航空機のハンドリング、サービス、及びメンテナンス

目　　次

序　　文……8－3
識　別　板……8－3
リバティ・オーナー・アドバイザリー……8－3
パブリケーション……8－4
航空機の書類……8－5
航空機点検間隔……8－6
リバティ用点検プログラム……8－6
保 守 整 備……8－7
改造、若しくは修理……8－7
地上ハンドリング……8－8
　トーイング……8－8
　パーキング……8－9
　タイ-ダウン……8－10
ジャッキング……8－10
レベリング……8－11
飛行可能な状態での保管……8－12
点 検 整 備……8－13
　滑　　油……8－13
　燃　　料……8－16
　ランディング・ギア……8－17
クリーニング、及びケア……8－17
　ウィンドシールド、及びウィンドウ……8－17
　塗 装 表 面……8－18
　プロペラの保守……8－18
　発動機の保守……8－19
　内装の保守……8－19
　雪、及び氷の除去……8－19

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

第 8 章

航空機のハンドリング、サービス、及びメンテナンス

序　　文

この章ではこの航空機の適切な地上ハンドリング、保守、及び整備点検の推奨する手順について説明する。これは航空機の性能、及び信頼性を維持するために必要な点検、並びに整備の要件を解説するものである。必要な点検の間隔、及び気象条件、若しくは運用状態に基づいて、計画された給油、及び保守整備の実施を推奨する。

識　別　板

この航空機は左側後部胴体に、恒久的に取付けた金属板に打刻された個別情報で、航空機が個別に識別できる。個別情報とは、航空機の製造番号、製造認定番号、型式番号、及び製造年月日である。

リバティ・オーナー・アドバイザリー

リバティ社は、この航空機の所有者、並びにそのオペレータに対して必須、及び/若しくは推奨する保守点検、改造の事柄について継続した情報提供を行う。

有効なリバティ・オーナー・アドバイザリーを受領する場合には、メール、若しくはインターネットにてリバティ社に連絡すること。www.libertyaircraft.comリバティ・オーナー・アドバイザリーの購読契約は通常1年間有効であり、契約切れの場合には、オーナー・アドバイザリー申込書、若しくは更新通知書にて継続契約が出来る。

パブリケーション

数種類の刊行誌が工場出荷の際に航空機に搭載される。それらの中には下記の刊行誌も含まれている：

- 飛行規程
- この航空機の装備品リスト
- 操縦士用操作手順

以下の刊行誌はリバティ社から入手できる：

- この航空機の装備品リスト(標準装備品で、個別ではない)
- パイロット・インフォメーション・マニュアル(飛行規程の複写、但し改訂されず、且つ航空機個別に対応していない)
- 航空機製造会社発行のメンテナンス・マニュアル
- 航空機製造会社発行のイラストレーテッド・パーツ・カタログ

注　記

紛失、若しくは損傷した飛行規程はリバティ社に連絡すると再発行される。特別な装備をした航空機の飛行規程の場合には、所有者の氏名、製造番号、及び登録番号を記載した申請書が必要となる。

航空機の書類

航空機関係の種々な記録、情報、及び許可書などは、直ぐに取り出して使用出来るように、定期的に点検しておくこと。

常時確認できる（目視可能）書類としては:

1. 耐空証明書
2. 航空機登録証明書
3. 航空機無線局免許状

常時搭載（目視不可）しておく書類としては:

1. 飛行規程
2. 最新の重量重心位置、及び修理改造実施記録
3. 装備品リスト。

要求に応じて提示可能な書類としては：

1. 航空日誌
2. 発動機用航空日誌

個別要件に確実に対応することは運航者、及び/若しくは操縦士の責任である。

航空機点検間隔

国土交通省航空局は航空機、発動機、プロペラ、若しくは他の装備品について該当する耐空性改善通報（TCD）を発行して、一回の、若しくは繰り返しによる点検の付加要求を発行する場合がある。該当するTCDの照合は航空機の所有者/運航者の責任であり、不注意による未実施を防止する為の適切な手段を講じること。

リバティ用点検プログラム

リバティ社は25時間毎のプロペラ取り付けボルトのトルク点検(木製、若しくは木製/コンポジット プロペラのみ)、航空機、発動機、及び発動機の装備品について50時間毎の点検を義務付けている。

保 守 整 備

この航空機のメンテナンス・マニュアルを保守整備実施のために購入し、メンテナンス・マニュアル保守点検項目に従って保守整備を実施すること。

改造、若しくは修理

改造、若しくは修理については、航空機の耐空性に影響を及ぼすか、あるいは損なうかを確認するために、事前に国土交通省航空局、並びにリバティ社に連絡することが必要である。

航空機の改造、若しくは修理は国土交通省航空局からの承認を得た部品、及び書類を使用して実施しなければならない。

地上ハンドリング

トーイング

トー・バーが地上操作、及び航空機の移動用に標準装備品として用意され、航空機に搭載している。このトー・バーはリバティ社より購入できる。他のトー・バーの使用は推奨しない。

人力によるトーイング／航空機移動

a. トー・バーをノーズ・ランディング・ギアに取り付ける。
b. チョークを取り外す。
c. 必要により、パーキング・ブレーキを解除する。
d. 希望の場所に航空機を移動させる。
e. メイン・ホイールにチョークを入れる。
f. トー・バーを取り外す。
g. パーキング・ブレーキをかける。(必要により、オペレータの意志による)

注　意

航空機を後方へ移動させる場合には、ノーズ・ランディング・ギアが左、若しくは右の“ハード・オーバー”へキャスターのように振れることがある。トー・バーのファーム・グリップを抑えて、左右80度にあるリミット・ストップを越えないようにすること。

ノーズ・ホイールを人力で浮かせる場合には、水平尾翼前方の胴体から垂直尾翼に体重をかけて押し下げる。水平尾翼やラダーを押してはならない。胴体下面が地面に接しないよう注意すること。ノーズ・ホイールを地面に戻す際には、フロント・エンドを‘落とす'事の無いよう慎重に体重を抜くこと。

トーイング/牽引装置を使用しての牽引

a. ノーズ・ランディング・ギアにトー・バーを取り付ける。
b. チョークを取り外す。
c. 必要により、パーキング・ブレーキを解除する。
d. 希望の場所に航空機を移動させる。
e. メイン・ホイールにチョークを入れる。
f. 航空機、及び牽引装置からトー・バーを取り外す。
g. パーキング・ブレーキをかける。(必要により、オペレータの意志による)

注　意

ノーズ・ランディング・ギアの損傷を避けるために、航空機を牽引車両で牽引する場合には、前進方向だけに使用すること。牽引車両を使用しての後進は行わないこと。後進が必要な場合には、牽引車両からトー・バーを外して、人力で動かすこと。

パーキング

短時間のパーキング

注　意

長い地上滑走でホイール・ブレーキが熱い場合には、パーキング・ブレーキを使用する前に、ブレーキを十分冷やすこと。

a. 希望するパーキング場所に自走、若しくは牽引にて航空機を移動する。
b. 機首を風向きに正対させる。
c. ノーズ・ホイールがセンタリングであること。
d. 強風、若しくはガストを伴う天候では航空機を係留（タイ-ダウン）すること。
e. パーキング・ブレーキをかける。
f. メイン・ホイールの前後にチョークを入れる。
g. パーキング・ブレーキを解除する。
h. エルロンをニュートラルにしてフライト・コントロールを縛り、フラップを上げる。
i. ドアを閉じてロックする。

注　記

コントロールは、エルロンがニュートラルで水平尾翼の前縁が下がるように操縦桿を手前に引きシートベルトで固定する。

長時間のパーキング

上記の手順に下記の項目を加え実施する:

a. タイ-ダウンする。(次項参照)
b. 外側からラダーのガスト・ロックを取り付ける。
c. キャノピーとピトー・カバーを取り付ける。

タイ-ダウン

この航空機には3箇所の係留ポイントがある。各主翼の下面に1箇所ずつと、航空機の尾部下面に1箇所。係留リング(7/16x20 ネジ)を係留ポイントにネジ止めする。

a. 航空機をパーキングする。
b. 係留リングを各係留ポイントにネジ止めする。
c. タイ-ダウン・ロープ (引張強さ最小700 lb) で地上の係留環と航空機の係留リングを繋ぐ。

注　記

係留リングのネジ部に汚れの無いこと。係留リングは手締めで十分である。

ジャッキング

片側のメイン・ランディング・ギア・ホイールの交換、若しくは点検のために、航空機を片側だけジャッキ・アップする場合には、1個のジャッキを、必要なジャッキ・ポイントに合わせて使用する。ノーズ・ランディング・ギア・ホイールの交換、若しくは点検の場合には、1個のジャッキをノーズ・ホイール・ジャッキ・ポイントに合わすか、若しくは係留リングに錘の付いたテール・スタンドを繋いで胴体後部を押し下げるかの、いずれかで航空機をジャッキ・アップする。二つのいずれの場合でも、メイン・ホイールは地上に接地している。

注　意

航空機をジャッキ・アップする場合には、屋内の風が当たらない場所で行うこと。

注　意

3個全てのホイールをジャッキ・アップしている場合を除き、地上に接地しているホイールには、しっかりとチョークをすること。

注　記

メイン、及びノーズ・ギア・ジャッキ・ポイントへ接する場合には、航空機のベリー・パネルを取り外すこと。

航空機のジャッキング　(3個全てのホイール)

a. ジャッキ・ポイントに接する場合には、航空機のベリー・パネルを取り外す。
b. ジャッキを各メイン・ギア・ジャッキ・ポイントの下に置く。更に適切なジャッキをノーズ・ギア・ジャッキ・ポイントの下に置く。
c. 地面から航空機を浮かすためには、3個全てのジャッキを同時に操作すること。

代替方法

a. ジャッキを各メイン・ギア・ジャッキ・ポイントの下に置く。
b. テール・タイ-ダウン・ポイントに錘の付いたテール・スタンド(少なくとも300 lbs) を繋ぐ。両方のメイン・ギア・ジャッキを同時に操作して、地面から航空機を浮かす。

航空機を下ろす

a. 航空機を降ろす場所に障害物のないこと。
b. 全てのホイールが接地するまで、全てのジャッキを同時に下ろすこと。
c. 全てのジャッキを取り外す。
d. 航空機のベリー・パネルを取り付ける。

レベリング

横方向のレベルを測定する場合には、ドアを開けた状態で、左右ドアの敷居の間に棒（機軸の右側で角度を測定する）を横たえて行う。レベルを調整してドア敷居の前方部、若しくは後方部で測定する。

縦方向のレベルを測定する場合には、ドアを開けた状態で、ドアの敷居に棒を沿わせて測定する

飛行可能な状態での保管

30日以内で飛行せずに保管する場合、若しくは初期の25時間の使用中の航空機の場合には、飛行可能な状態での保管とみなす。

飛行可能な状態での保管中の場合には、7日間毎にプロペラを正回転方向(航空機を前から見て反時計方向)に手廻しで5回転 (ブレード10枚分)させること。これは発動機オイルを“伸ばし”、シリンダーの内壁面の油膜を維持させて腐食防止になる。

警　告

プロペラを手廻しする場合には、航空機の係留(タイ-ダウン、及び/若しくは3個全てのホイールにチョークが入れてあること)、マスター・スイッチ、及びFADEC PWR A、並びにBスイッチのOFFを確認すること。プロペラは「生き物」のように扱い、プロペラ手廻しの際には、決してプロペラの軌跡内に立たないこと。

30日を越える場合には、最低30分の飛行をするか、若しくは地上で滑油温度が緑色弧線の下側範囲に十分入る様に、少し長めのランナップを実施すること。長い地上走行は避けること。発動機ランナップは燃料配管や、その他発動機内の水分、若しくは水蒸気の蓄積除去に役立つ。燃料タンクは水蒸気の液化を最小限にするために、満タンに保つこと。寒冷地では凍結防止のためにバッテリーを完全充電に保つこと。長期保管については、メンテナンス・マニュアルを参照のこと。

点 検 整 備

この飛行規程内の第4章に記載した飛行前点検に加え、保守、点検、及びテスト方法等については、この航空機のメンテナンス・マニュアルにその詳細を記載している。メンテナンス・マニュアルには特別な間隔で要求されている保守、点検、及び/若しくはテスト項目と同様に個別に要求される規格類についても、それらの概要を記載している。登録する国や使用する地域によって保守、点検、及びテスト方法等について、追加要求することがある。

保守点検に使用する材料、規格、及び必要量等の仕様を早見表として以下に記載する。

滑　　油

航空機は慣らし運転のために、特別に認められたストレート・ミネラル・オイルを入れて工場から出荷される。この滑油は初期25時間の使用後には排出して、フィルターを交換すること。その後は、IOF-240-B-4発動機用にテレダイン・コンチネンタル・モーターズ社が使用を認めた MIL-C-6529TYPE II、若しくはアシレス社製ディスパン・オイル等のミネラル・オイルを使用すること。オイルメーカーやオイルタイプの混合使用は推奨出来ない。現在使用している滑油のブランド、タイプ、及びグレードを航空機に記録して、その情報を操縦士や整備士が閲覧できるようにすること。

温度範囲により推奨された粘性

マルチ粘性、若しくはストレート・グレード・オイルが発動機潤滑用として使用されている。温度、及び粘性の範囲に関しては、以下の表を参照すること:

TEMPERATURE RANGE	MIL-C-6529 TYPE II SAE GRADE	ASHLESS DISPERSANT SAE GRADE
Above 4 ° C/40 ° F	SAE 50	SAE 50
Below 4 ° C/40 ° F	SAE 30 or 15W50	SAE 30 or 15W50
All Temps.	SAE 20W50 or 20W60	SAE 20W50 or 20W60

図8-1

発動機・オイル・サンプ容量

発動機オイル・サンプの容量は6 US quarts。オイル・フィルター、外付けオイル・クーラー、及びホースを含むと1 quart 増える。飛行のための最低油量は 5 quarts。飛行が延びる場合には、オイルを規定量に補充すること。

滑油、及びフィルターの交換

フル・フロー式のオイル・フィルターが発動機に装備され、オイル・ポンプの側面に取り付けられている。交換用のフィルターは 20 micronのフィルターで、 12-16 psigで開閉するバイパス・バルブが内蔵されており、SAE 50の滑油を使った場合には、240℉ で70 lb/分の流量を確保出来るものでなければならない。初期25時間の発動機使用後には、滑油を排出して、フィルターを交換すること。その後は50時間の使用毎に発動機オイルとフィルター・エレメントを交換すること。

注　記

新品、リビルト、若しくはオーバーホール済み発動機の初期25時間の使用後には、発動機100時間点検を実施すること。(この航空機のメンテナンス・マニュアル、及びテレダイン・コンチネンタル・モータース社IOF-240のメンテナンス・マニュアル Part No.M-22、5-6章を参照)

下記のタイプ、及びグレードの滑油がこの航空機での使用が認められている:

Manufacturer	Oil type / Grade
BP Oil Corporation	BP Aero Oil
Castrol	Castrol AD Aero Oil
Castrol Limited (Austrailia)	Castrol AD Aero Oil
Chevron U.S.A., Inc.	Chevron Aero Oil
Continental Oil	Conoco Aero S
Delta Petroleum Corp.	Delta Avoil Oil
Exxon Company, U.S.A.	Exxon Aviation Oil EE
Gulf Oil Company	Gulfpride Aviation AD

Manufacturer	Oil type / Grade
Mobil Oil Company NYCO S.A.	Mobil Aero Oil TURBONYCOIL 3570
Pennzoil Company	Pennzoil Aircraft Engine Oil
Phillips Petroleum Company	Phillips 66 Aviation Oil, Type A
Phillips 66 X/C 20W50 or SAE 20W60	Aviation Multi-viscosity Oil, SAE
Quaker State Oil & Refining Co. Red Ram Limited (Canada)	Quaker State AD Aviation Engine Oil Red Ram X/C Aviation Oil 20W50
Shell Australia Shell Canada Limited	Aeroshell ® W Aeroshell Oil W Aeroshell Oil W 15W50, Anti-wear Formulation Aeroshell Oil W 15W50
Sinclair Oil Company Texaco, Inc. Total France Union Oil Co. of California	Sinclair Avoil Texaco Aircraft Engine Oil Premium AD Total Aero DM 15W50 Union Aircraft Engine Oil HD
Approved Mineral Oil:	MIL-C-6529 TYPE II

燃　　料

承認済み燃料等級(、及びその色)

100LL 航空燃料(青)

燃料容量

29.5 U.S Gallons 全容量(シングルタンク)
(28　U.S Gallons 使用可能量)

燃料の汚染はほとんどの場合が燃料内に外部から混入した異物によるものであり、水、錆、砂、土、微生物、若しくはバクテリアの増殖(“バグ”、或いは“泥”)などが考えられる。

飛行前毎、及び/若しくは燃料補給毎に、汚れのないサンプリング容器を用いて燃料が汚染されていないか、そして適正なグレード（色）の燃料が補給されているかを確認するために、両方の燃料タンク・サンプ、及び燃料ストレイナー("ガスコレーター")・ドレインから燃料を抜きとる。燃料補給、若しくは航空機移動の直後であれば、燃料より重い不純物が燃料タンクの底に沈殿し燃料サンプ(低い部分)に溜まるまで5～10分間待つこと。

もし不純物が見つかった場合、不純物がなくなるまで燃料の抜き取りと点検を続け、“流れに従って”が最良であることから、不純物がなくなるまで燃料タンク・サンプからの抜き取りを続ける、それから後に燃料ストレイナー・ドレインからの燃料抜き取りを繰り返す。必要であれば、全ての不純物が系統の底部に沈殿するように航空機を揺するか振動させた後、5～10分間後に燃料の抜き取り、及び点検を再開する。不純物がまだ出てくる場合、整備工場等にて燃料系統から燃料を抜き、清掃すること。

もし誤った燃料補給（異なるグレード、若しくはタイプ）が疑われる場合、整備工場等にて燃料系統から燃料を抜き、清掃すること。誤補給でなかった場合は断固且つ明確に給油者を拒絶する事ができる。

可能であれば何時でも、燃料タンクは飛行後毎に燃料より上方の空気空間、及び湿気による凝結の可能性を最小にするために満タンにすべきである。

ランディング・ギア

ランディング・ギア・ホイールは3個全て5.00x5のタイヤを使用している。空気圧力は3個全て50 psiである。

2個のメイン・ホイール・ブレーキは操縦室センター・コンソール内(2個のブレーキ・レバーの後方)の1個の共有リザーバーを使用している。リザーバーの点検にはセンター・コンソールの内装材を取外すこと。リザーバーにはMIL-H-5606A(赤)のハイドロリック・フルードを補充すること。

クリーニング、及びケア

ウィンドシールド、及びウィンドウ

アクリルの透明度を保つための最も良い清掃はきれいな水を十分に使用することである。土、昆虫等を最初に取り除くための最も良い手段は何も付けない(清潔な)素手である。すり傷を付けないように腕時計や指輪は外すこと。埃、土、昆虫などを取り除くため素手でそっと擦っている間、水を表面に流し続けておくこと。

必要な場合、強固な付着物を取り除くために刺激性の少ない石鹸溶液を使用すること。材質の変化などを引き起こす可能性があるため、化学クリーナーの使用は避けること。

注　意

如何なる種類のどんな清掃用溶剤も**決して使用してはならない**。如何なる種類のどんな清掃用研磨剤も**決して使用してはならない**。

透明な表面の清掃用として水に刺激性の少ない清浄溶剤を数滴落として使用すると“油膜”を形成して水溜りを防げる。透明面は空気乾燥、若しくは清潔なリント布、或いはセーム革で軽く撫ぜて乾かす。

塗装表面

塗装表面は水、及び石鹸で洗い、水で流してから布かセーム革で乾燥させる。粗目の中性洗剤、及び全ての研磨材の使用は避けること。強固な油脂、及びグリースの染みは清浄性の溶剤を浸透させた布を使用すると取り除くことができる。透明部分(ウィンドシールド、ウィンドウ)へ溶剤が付着しないように十分に注意を払うこと。溶剤で表面の文字等(登録番号等)を擦らないこと。

航空機はワックス・メーカーの取扱説明書に従い良質の自動車用ワックスを用いて定期的にワックス掛けをすること。リーディング・エッジのワックスを厚く塗るとすり傷を減少できる。

理想としては、ワックス掛けの後は航空機を手で磨くことで、機械的な方法は推奨できない。電気式研磨器、若しくは緩衝器に際してはコンポジット素材の胴体、及び垂直尾翼のオーバーヒートを避けるよう細心の注意を払うこと。研磨器、若しくは緩衝器の使用に際しては何時も最小限の圧力で抑えること。

プロペラの保守

プロペラは、航空機の表面塗装と同様のワックス製品、及び方法で、洗浄、並びにワックス掛けをすること。如何なる引っ掻き傷も整備に報告すること。操縦士はプロペラのかすり傷を磨いてはならない。

警　告

塗装面より深く、木、及びコンポジット素材のプロペラ構造にまで達する傷が発見された場合、始動や飛行をしてはならない。

発動機の保守

発動機は標準的な常温での溶剤(清浄性の溶剤等)を使い、低圧スプレーを使用して洗浄する。全ての溶剤が発動機始動までに蒸発、若しくは乾燥していることを確認する。

警　告

発動機の洗浄前に、発動機やアクセサリーのブリーザー、及びベントの開口部をシール（テープやポリ袋等で）すること。発動機の洗浄に際しては如何なる電気装備品、電子装備品（FADEC）、若しくはコネクター類に直接、或いはその付近に溶剤を噴霧してはならない。

内装の保守

床の敷物、布地の側壁面、及び(織物)シート・カバーは定期的に掃除機をかけること。必要に応じて皮製シートは自動車用の革用コンディショナーを用いて手入れをすること。

計器板、操縦室センター・コンソール、及び計器板のグレア・シールドは湿らせた(水のみ)柔らかな布地で拭くこと。溶剤、及び強い洗浄剤は内装材の表面に使用しないこと。

雪、及び氷の除去

雪が航空機に積もった場合、解けた水が航空機の表面、若しくはコントロール面の隙間に入るのを防ぐためで、きるだけ速やかに(理想的には、溶ける前に)取り除くこと。

航空機から雪、若しくは氷を除去する際に、鋭利な道具、或いはスクレーパー類を使用してはならない。雪、及び/若しくは氷の除去で最も良い方法は、暖めたハンガー内に航空機を置くことである。

注　意

融けた雪、若しくは氷が、航空機の表面、或いは内部で再凍結するのを防ぐため、融けた水の全てが排出（滴の落下が終わって）されてから少なくとも30分は暖めたハンガーから航空機を動かしてはならない。

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

追加飛行規程一覧表
ＪＡ

番　号	項　　目	装着年月日	確認印
135A-970-012-1	Garmin GNS 530 - VHF COM / NAV / GPS	平成　年　月　日	
135A-970-013-1	Garmin GNS 430 - VHF COM / NAV / GPS	平成　年　月　日	
135A-970-015-1	Cabin Heat / Demist System	平成　年　月　日	
135A-970-016-1	Liters Placard and Litres Calibrated Fuel Gauge	平成　年　月　日	
135A-970-018-1	Footstep Assembly	平成　年　月　日	
135A-970-020-1	Wheel Fairings	平成　年　月　日	
135A-970-021-1	Garmin SL30 NAV / COM	平成　年　月　日	
135A-970-022-1	Garmin SL40 COM	平成　年　月　日	
135A-970-023-1	Garmin GNS 430 VHF COM / NAV / GPS WAAS	平成　年　月　日	
135A-970-024-1	Garmin GNS 530 VHF COM / NAV / GPS WAAS	平成　年　月　日	
135A-970-025-1	Gross Weight of 1,750 LBS	平成　年　月　日	
135A-970-026-1	Artex 406 ELT	平成　年　月　日	
135A-970-027-1	Toe Brakes	平成　年　月　日	

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK